



15-я
Международная
конференция
«Авиация
и космонавтика»

15th
International
Conference
"Aviation
and Cosmonautics"

Тезисы Abstracts



Москва, МАИ Moscow, MAI

2016

А13
А102

**15-я Международная конференция
«Авиация и космонавтика – 2016»**

**15th International Conference
“Aviation and Cosmonautics – 2016”**

**Тезисы
Abstracts**

Москва, МАИ
14 – 18 ноября 2016 г.
Moscow, MAI
14 – 18 November, 2016

ISBN 978-5-383-01064-8

УДК 629.7

ББК 94.3 39.52 39.62

15-я Международная конференция «Авиация и космонавтика – 2016». 14–18 ноября 2016 года. Москва. Тезисы. – Типография «Люксор», 2016. – 739 с.

15th International Conference “Aviation and Cosmonautics – 2016”. 14–18 November, 2016. Moscow. Abstracts. – Printing house “Luxor”, 2016. – 739 p.

В сборник включены доклады, представленные в Организационный комитет конференции в электронном виде.

Abstracts which were sent to Organizing Committee in electronic form are included in digest.

Конференция проводится при поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (грант 16-08-20676 Г).

The Conference is supported by the Russian Foundation for Basic Research (grant 16-08-20676 G).

Соорганизатором конференции выступил Университет Дьюка.

Co-organizer of the Conference is Duke University.

© Московский авиационный институт
(национальный исследовательский университет), 2016

© Moscow Aviation Institute
(National Research University), 2016

Организатор

Московский авиационный институт
(национальный исследовательский университет),

Программный комитет

Равикович Ю.А. – проректор по научной работе МАИ, председатель
Веремеенко К.К. – начальник научно-исследовательского отделения
факультета «Системы управления, информатика и электроэнергетика»
МАИ

Гаврилов К.Ю. – директор Учебного научно-производственного центра
факультета «Радиоэлектроника летательных аппаратов» МАИ

Грушин И.А. – заместитель директора по научной работе Института
материаловедения и технологий материалов МАИ

Ефремов А.В. – декан факультета «Авиационная техника» МАИ

Захаров И.В. – начальник научно-исследовательского отделения
факультета «Робототехнические и интеллектуальные системы» МАИ

Кирдяшкин В.В. – декан факультета «Радиоэлектроника летательных
аппаратов» МАИ

Кравченко И.В. – доцент кафедры №201 «Теория воздушно-реактивных
двигателей» МАИ

Крылов С.С. – декан факультета «Прикладная математика и физика»
МАИ

Новиков С.В. – заместитель директора Инженерно-экономического
института МАИ

Попов Г.А. – директор Научно-исследовательского института
прикладной механики и электродинамики МАИ

Терентьев В.В. – начальник научно-исследовательского отделения
Аэрокосмического факультета МАИ

Организационный комитет

Равикович Ю.А. – проректор по научной работе МАИ, председатель

Шемяков А.О. – начальник Управления инноваций, стратегии и коммуникаций МАИ, заместитель председателя

Алифанов О.М. – заведующий кафедрой №601 «Космические системы и ракетостроение»

Беспалов А.В. – директор Института материаловедения и технологий материалов МАИ

Гаврилов К.Ю. – директор Учебного научно-производственного центра факультета «Радиоэлектроника летательных аппаратов» МАИ

Ефремов А.В. – декан факультета «Авиационная техника» МАИ

Крылов С.С. – декан факультета «Прикладная математика и физика» МАИ

Попов Г.А. – директор Научно-исследовательского института прикладной механики и электродинамики МАИ

Следков Ю.Г. – декан факультета «Системы управления, информатика и электроэнергетика» МАИ

Тихонов А.И. – директор Инженерно-экономического института МАИ

Тихонов К.М. – декан факультета «Робототехнические и интеллектуальные системы» МАИ

Лунёва Н.С. – учёный секретарь

Organizer

Moscow Aviation Institute (National Research University)

Program Committee

Ravikovich Yu.A. – MAI Vice-rector for scientific affairs, Chairman

Efremov A.V. – Dean of the MAI faculty “Aeronautical Engineering”

Gavrilov K.Yu. – Director of the Educational Research and Production Center of the MAI faculty “Aircraft Radioelectronics”

Kirdyashkin V.V. – Dean of the MAI faculty “Aircraft Radioelectronics”

Krylov S.S. – Dean of the MAI faculty “Applied Mathematics and Physics”

Popov G.A. – Director of the MAI Research Institute of Applied Mechanics and Electrodynamics

Kravchenko I.V. – Associate professor of the MAI department “Theory of Air and Jet Engines”

Terentyev V.V. – Head of the R&D Department of the MAI faculty “Astronautical and Rocket Engineering”

Zakharov I.V. – Head of the R&D Department of the MAI faculty “Robotics and Intelligence Systems”

Novikov S.V. – Deputy director of the MAI Engineering and Economic Institute

Veremeenko K.K. – Head of the R&D Department of the MAI faculty “Control systems, Informatics and Electroenergetics”

Grushin I.A. – Deputy director for scientific affairs of the MAI Institute of the Material Science and Technology

Organizing Committee

- Ravikovich Yu.A.** – MAI Vice-rector for scientific affairs, Chairman
- Shemiakov A.O.** – Head of the MAI Innovations, Strategy and Communications Department, Deputy Chairman,
- Efremov A.V.** – Dean of the MAI faculty “Aeronautical Engineering”
- Gavrilov K.Yu.** – Director of the Educational Research and Production Center of the MAI faculty “Aircraft Radioelectronics”
- Krylov S.S.** – Dean of the MAI faculty “Applied Mathematics and Physics”
- Alifanov O.M.** – Head of the MAI department №601 “Space Systems and Rocket Engineering”
- Popov G.A.** – Director of the MAI Research Institute of Applied Mechanics and Electrodynamics
- Bespalov A.V.** – Director of the MAI Institute of the Material Science and Technology
- Sledkov Yu.G.** – Dean of the MAI faculty “Control Systems, Informatics and Electroenergetics”
- Tikhonov A.I.** – Director of the MAI Engineering and Economic Institute
- Tikhonov K.M.** – Dean of the MAI faculty “Robotic and Intelligent Systems”
- Luneva N.S.** – Scientific secretary

Уважаемые коллеги!

От имени Московского авиационного института (национального исследовательского университета) приветствую Вас в числе участников ставшей уже традиционной Международной конференции «Авиация и космонавтика», которая проходит в этом году в 15-й раз.

Конференция собрала на своей площадке лидеров, хорошо знающих отрасль изнутри, понимающих её потребности и способных обеспечить решение общеотраслевых задач любой сложности и заложить основы стратегического научно-технического прорыва. Опыт и знания, которыми обладают специалисты ведущих российских и зарубежных вузов, крупнейших научно-исследовательских центров и предприятий отрасли, учёные, исследователи и организаторы образования и науки – это надёжная гарантия развития авиационной науки и авиапромышленного производства, создания ракетной и космической техники мирового уровня.

Убеждён, что благодаря слаженной совместной работе и достижению поставленных целей мы сможем создать условия, способствующие развитию аэрокосмической отрасли, формированию и реализации долгосрочных программ развития высокотехнологичного производства.

Желаю всем участникам и гостям конференции активной и плодотворной работы, внедрения новых идей и решений!

***Председатель Оргкомитета,
проректор МАИ по научной работе,
Ю.А. Равикович***

Dear colleagues!

On behalf of Moscow Aviation Institute (National Research University) I would like to greet you among the participants of the International Conference “Aviation and Cosmonautics” that has already become traditional. This year it takes place for the 15th time.

The conference has brought together the leaders who know the industry from the inside, understand its needs and who can provide solutions to industry-wide problems and to build foundation for strategic scientific and technical breakthrough. The experience and knowledge of the specialists of the leading Russian and foreign universities, major research centers and companies, scientists, researchers, and executives of education and science – is a reliable guarantee for the development of aviation science and aircraft industry production, for the creation of rocket and space technologies of the world class level.

I am sure that due to joint coherent work and thanks to achievement of assigned goals, we can create conditions for the development of aerospace industry, the formation and implementation of long-term programs for growth of high-tech production.

I wish all the participants and guests of the Conference active and fruitful work, integration of new ideas and solutions!

*Chairman of the Organizing Committee,
MAI Vice-rector for scientific affairs,
Yury Ravikovich*

Оглавление

1. АВИАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ	12
2. РАКЕТНЫЕ И КОСМИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ.....	86
3. НОВЫЕ МАТЕРИАЛЫ И ПРОИЗВОДСТВЕННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ.....	159
4. ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ УСТАНОВКИ АВИАЦИОННЫХ, РАКЕТНЫХ И КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ	252
5. ИНФОРМАЦИОННО-ТЕЛЕКОММУНИКАЦИОННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ, В ТОМ ЧИСЛЕ АВИАЦИОННЫХ, РАКЕТНЫХ И КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ	342
6. УПРАВЛЯЮЩИЕ ИЗМЕРИТЕЛЬНО- ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫЕ СИСТЕМЫ И КОМПЛЕКСЫ, БОРТОВАЯ ЭЛЕКТРОЭНЕРГЕТИКА	380
7. РОБОТОТЕХНИКА, ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНЫЕ СИСТЕМЫ И АВИАЦИОННОЕ ВООРУЖЕНИЕ	439
8. МАТЕМАТИЧЕСКИЕ МЕТОДЫ В АЭРОКОСМИЧЕСКОЙ НАУКЕ И ТЕХНИКЕ.....	481
9. ЭКОНОМИКА И МЕНЕДЖМЕНТ ПРЕДПРИЯТИЙ АЭРОКОСМИЧЕСКОГО КОМПЛЕКСА.....	603
АЛФАВИТНЫЙ УКАЗАТЕЛЬ.....	720

Contents

1. AIRCRAFT SYSTEMS.....	12
2. ROCKET AND SPACE SYSTEMS	86
3. NEW MATERIALS AND PRODUCTION TECHNOLOGIES.....	159
4. POWER UNITS OF AVIATION, ROCKET AND SPACE SYSTEMS.....	252
5. INFORMATION AND TELECOMMUNICATION TECHNOLOGIES OF AVIATION, ROCKET AND SPACE SYSTEMS.....	342
6. CONTROL MEASURING AND COMPUTING SYSTEMS AND COMPLEXES, ONBOARD POWER GENERATION .	380
7. ROBOTICS, INTELLIGENT SYSTEMS AND AIRCRAFT ARMAMENT	439
8. MATHEMATICAL METHODS IN AEROSPACE SCIENCE AND TECHNOLOGY	481
9. ECONOMICS AND MANAGEMENT OF ENTERPRISES OF AEROSPACE COMPLEX	603
INDEX	720



КАЗАНСКИЙ
ВЕРТОЛЕТНЫЙ ЗАВОД
холдинг «Вертолёты России»



В любое время в любом месте

Казанский вертолётный завод – всемирно известный производитель вертолётов семейства Ми-8/17, входящий в российский вертолётостроительный холдинг «Вертолёты России».

Вертолёты казанского производства суммарно налетали более 50 миллионов лётных часов по всему миру. За всю историю существования КВЗ более 12 000 вертолётов Ми-4, Ми-8, Ми-14, Ми-17, Анкат и их модификаций поставлено в 100 стран мира. Российские вертолёты зарекомендовали себя как надёжные, неприхотливые, безопасные и простые в обслуживании.

Казанский вертолётный завод осуществляет полный цикл создания вертолётной техники от разработки и серийного выпуска до послепродажного сопровождения, обучения персонала и проведения ремонта. Система качества производства, сертифицированная в соответствии со стандартами ISO 9001, гарантирует должный контроль выпускаемой и ремонтируемой техники.



www.russianhelicopters.aero

1. Авиационные системы

1. Aircraft Systems

Исследование влияния системы управления на характеристики штопора самолёта

Алиева Д.А.

ЦАГИ, г. Жуковский

Одним из наиболее опасных явлений в полёте является штопор самолёта. С ним связана значительная часть лётных происшествий. Поэтому процедура сертификации обязательно включает исследования характеристик штопора и методов пилотирования, обеспечивающих выход самолёта из него. Целью данной работы было проведение такого исследования для современного транспортного самолёта. Особое внимание уделялось определению влияния системы управления.

Работа проводилась с использованием нелинейной математической модели аэродинамических характеристик самолёта в широком диапазоне углов атаки и скольжения, учитывающей отрывное обтекание самолёта на больших углах атаки и эффекты интенсивного вращения. Такая модель строится на основе объединения экспериментальных данных, полученных при статических и динамических испытаниях. Динамические испытания проводятся методом вынужденных колебаний с малой амплитудой по тангажу, крену и рысканию и методом установившегося конического вращения модели около скорости набегающего потока. Аэродинамические нагрузки, измеряемые в АДТ на больших углах атаки, отличаются несимметричностью. Перенос на натуру этих эффектов затруднителен. В математической модели они описывались дополнительным параметром, изменяющимся от нуля (симметризованные нагрузки) до единицы (максимальный уровень несимметрии, измеряемый в АДТ).

Исследование динамики самолёта проводилось с использованием программного комплекса FlightSim в среде MatLab/Simulink. В нём была построена модель динамики самолёта, включающая блоки вычисления аэродинамических характеристик, уравнений движения двенадцатого порядка и системы управления. Система управления (СУ) в путевом канале содержит демпфер рыскания. Обратные связи по угловым скоростям рыскания и крена моделируются переходными функциями первого порядка. Также каждый канал СУ содержит линейные или нелинейные ограничения на отклонение рулевых поверхностей в зависимости от скорости полёта.

Моделирование входа самолёта в штопор из горизонтального полёта проводилось для различных комбинаций отклонений органов управления. Вывод из штопора осуществлялся стандартными способами. Расчёты проводились как для модели с системой управления, так и без неё. Дополнительно оценивалось влияние несимметрии аэродинамики на характеристики штопора. Анализ полученных результатов показывает, что существуют такие режимы полёта, при которых система управления и уровень

несимметрии в модели аэродинамики могут значительно влиять характеристики штопора, параметры входа и выхода из него.

Control system influence on aircraft spin characteristics

Alieva D.A.

TsAGI, Zhukovskiy

Spin is the one of the most dangerous things for an aircraft. Considerable part of flight accidents is connected with spin. That is why certification procedure definitely includes the research of spin characteristics and piloting techniques for spin recovery. The goal of the work was to do such research for modern transport aircraft. Special attention was paid to control system influence.

Nonlinear mathematical model of aircraft aerodynamics was used. This model was developed for wide range of the angles of attack and sideslip angles. It takes into account flow separation at high angles of attack and effects of intensive rotation. The mathematical model of aerodynamics is developed on the base of experimental data from static and dynamic tests. Dynamic tests include forced oscillations with small amplitudes in pitch, yaw and roll (dynamic test rig OVP-102B in wind tunnel T-103) and steady conic rotation around free stream velocity vector (dynamic test rig SH-5 in vertical wind tunnel T-105). Aerodynamic loads measured in a wind tunnel at high angles of attack are asymmetrical. In mathematical model they are described with the help of additional parameter, which can vary from zero (symmetric loads) to unity (maximum level of asymmetry in a wind tunnel).

FlightSim software in MatLab/Simulink was used for flight dynamics investigation. Mathematical model of aircraft flight dynamics was developed, which includes block for aerodynamic forces and moments calculation, block of twelve order motion equations and control system block. Control system has yaw damper. The feedback on yaw and roll angular velocities is modeled by first order filteres. Also control system has linear and nonlinear limits on control surfaces deflections depending on flight velocity.

Different control surfaces deflections were used to make aircraft to get into a spin from horizontal flight. And standard piloting techniques were applied to bring it back to normal flight. Calculations were carried out both for the model with control system and without it. Also aerodynamic asymmetry influence on spin characteristics was studied. This is of special interest, as asymmetry level for aircraft model in a wind tunnel may be considerably different from the one for real aircraft. The analysis of results shows that there are such flight regimes where control system may influence considerably on spin parameters. They also may change for different asymmetry level in the model of aerodynamics.

Разработка стратегии технического обслуживания и ремонта вертолета «по фактическому состоянию»

Андреев Д.В.

МАИ, г. Москва

Целью данной работы является переход на эксплуатацию вертолета «по фактическому состоянию», основанный на концепции оперативного контроля и прогнозирования его жизненного цикла.

Первым этапом решения этой задачи является организация контроля работы систем и агрегатов вертолета, для чего необходимо провести исследование типовой конструкции вертолёта и формализовать процесс её функционирования. Эта работа включает в себя детальный анализ всех параметров, которые должны сниматься с бортовых датчиков вертолёта для полного контроля состояния всех бортовых систем и агрегатов. Поскольку массив получаемой информации достаточно велик, он может быть оперативно обработан только с помощью ЭВМ, что позволит получать данные об актуальном техническом состоянии вертолёта и вычислить остаточный ресурс. Таким образом, переход на техническое обслуживание по состоянию является организационно-технической системой, включающей в себя аппаратно-программный комплекс и математическую модель стратегии обслуживания, учитывающую условия эксплуатации вертолета.

Второй этап разработки концепции обслуживания вертолета «по фактическому состоянию» включает в себя следующие задачи:

- разработка модели комплекса бортового оборудования, позволяющего проводить сбор и обработку данных, получаемых от систем вертолёта;
- разработка алгоритмов, позволяющих оценить актуальное техническое состояние вертолета;
- вычисление коэффициента поправки к остаточному ресурсу от актуального состояния на основе полученных данных о внешних условиях и интенсивности эксплуатации вертолета;
- формирование наиболее подходящей стратегии обслуживания, планирование ТОиР по имеющимся вычисленным данным.

Третьим этапом разработки является оценка экономической эффективности разработанной системы контроля и стратегии обслуживания «по фактическому состоянию» на протяжении всего жизненного цикла вертолёта.

В настоящее время на примере вертолетов Ми-171А2 и Ми-38 составлены функциональные и структурные схемы, произведен расчет надежности линий связи, а так же проанализирована независимость соединений.

Результатом выполненной работы является разработанная система контроля и модель планирования ТОиР, которая включает в себя методику определения оптимального состава работ по техническому обслуживанию вертолёта, периодичности их выполнения и корректировки.

Development of strategy of maintenance and repair of the helicopter “on actual state”

Andreyev D.V.
MAI, Moscow

The purpose of this work is transition to operation of the helicopter “on actual state”, based on the concept of operating control and forecasting of its lifecycle.

The first stage of the solution of this task is the organization of control of work of systems and aggregates of the helicopter for what it is necessary to conduct a research of a typical helicopter construction and to formalize process of its functioning. This work includes the detailed analysis of all parameters which shall be removed from onboard sensors of the helicopter for complete control of a condition of all onboard

systems and aggregates. As the array of the obtained information is rather big, it can be quickly processed only by means of the COMPUTER that will allow to obtain data on urgent technical condition of the helicopter and to calculate a residual resource. Thus, transition to predictive maintenance is the organizational and technical system including the hardware and software and the mathematical model of strategy of servicing considering helicopter service conditions.

The second stage of the development of the helicopter service concept “on actual state” includes the following tasks:

- development of model of a complex of the onboard equipment allowing to data collection and data processing, received from systems of the helicopter;
- development of the algorithms allowing to estimate current technical condition of the helicopter;
- calculation of the correction factor to the residual resource of the current status on the basis of the obtained data on external conditions and intensity of operation of the helicopter;
- forming of the most suitable strategy of servicing, planning of TOIR according to the available calculated data.

The third stage of the development is assessment of cost efficiency of the developed control system and the strategy of servicing “on actual state” for all lifecycle of the helicopter.

Currently, as an example of the Mi-171A2 and Mi-38 helicopters made up the functional and structural diagrams, calculated the reliability of communication lines, as well as the independence of the compounds analyzed.

The developed control system and model of planning of TOIR which includes a technique of determination of optimum structure of works on maintenance of the helicopter, frequency of their accomplishment and adjustment is result of the performed work.

Формирование облика авиационной системы доставки грузов в труднодоступные районы

Арувелии С.В., Долгов О.С., Пугачев Ю.Н.

МАИ, г. Москва

Целью данной работы являлось создание научно-методического обеспечения по формированию облика системы доставки грузов в труднодоступные районы.

Достижение поставленной цели осуществляется на основе решения следующих задач:

- анализа условий доставки грузов в труднодоступных районах;
- разработки моделей совершения транспортных операций в труднодоступных районах;
- выявления алгоритма формирования облика авиационной системы доставки грузов с учетом ограничений, накладываемых применением в труднодоступных районах;
- разработки методически формирования облика системы доставки грузов в труднодоступные районы;

- проведения проектных исследований по выявлению рациональных параметров и схем компоновки авиационной системы доставки грузов в труднодоступные районы;

- анализа полученных результатов и выработки проектных рекомендаций по формированию облика авиационной системы доставки грузов.

Первым этапом разработки являлся анализ специфически исходных данных и ограничений, накладываемых применением системы в труднодоступных и высокогорных районах, анализ альтернативных вариантов облика системы и параметров технико-экономической эффективности. По итогам первого этапа выбирается предварительный облик системы десантирования.

Вторым этапом разработки являлось создание структурной математической модели компоновки «самолет + парашютная система», которая включала в себя математические модели упругости и функционирования системы, построенные на основе исходных данных, полученных в результате первого этапа. В итоге второго этапа формируется окончательный облик системы доставки грузов в труднодоступные районы.

Результатом выполненной работы является целевая методология формирования облика системы доставки грузов в труднодоступные районы.

Formation of aviation cargo delivery systems (ACDS) for hard-to-reach areas

Aruvelli S.V., Dolgov O.S., Pugachev Y.N.

MAI, Moscow

The aim of this work was the development of scientific-methodical maintenance on ACDS formation for hard-to-reach areas.

Achieving the goal of the work is based on solving the next objectives:

- Analysis of specific cargo delivery conditions;
- Development of transport operations models;
- Identification of ACDS formation algorithm (considering the limitations of hard-to-reach areas);
- Methodical ACDS formation for hard-to-reach areas;
- Design researching of optimal parameters and ACDS schemes;
- Analysis of results and making design recommendations for ACDS formation.

The first phase of development presents: the analysis of specific initial data and restrictions imposed by terms of hard-to-reach and highland areas, the analysis of alternative ACDS versions and technical and economic efficiency of the systems. As a result of the first phase is generated preliminary ACDS version.

The second phase of development presents the mathematical modeling of “aircraft + parachute system” composition. This composition includes mathematical models of elasticity and system functioning built on initial data of first phase. As a result of the second phase is final version of ACDS for hard-to-reach areas.

The result of the work is target ACDS formation methodology.

Исследование и последующая модернизация системы управления безопасностью полетов в РФ

Бычкова К.А., Бобров А.А.

МАИ, г. Москва

В современном мире, где каждую минуту в воздух поднимается порядка 60 самолетов, до сих пор остро стоит вопрос обеспечения безопасности полетов. Актуальность и сложность проблемы заключается не только в том, что в катастрофах гибнут люди и уничтожается дорогостоящая техника, но и в том, что практически очень трудно обеспечить одинаково строгое соблюдение международных правил и стандартов на всех территориях.

Самым ярким подтверждением сбоев в СУБП является авиационное происшествие. И, несмотря на то, что катастрофы с большими пассажирскими судами случаются достаточно редко, необходимо перейти с приемлемого уровня безопасности полетов к низкому или нулевому уровню опасности. Авиация является сферой повышенной опасности, так как существует множество источников опасности для полетов, которые можно разделить на несколько групп: метеорологические, организационные, технические, человеческий фактор при производстве и эксплуатации. Очевидно, первую группу невозможно стандартизировать, единственное, что мы можем, так это следить за прогнозами и совершать полеты только в благоприятных, одобренных международными организациями, условиях. С человеческим фактором сложнее, ведь тут уже встает вопрос экономичности. Согласно статистике, в авиации до 90% происшествий связаны с человеческим фактором – из-за возрастания концентрации управляемой мощности в руках одного человека. Следовательно, для безопасности необходимо, чтобы один человек отвечал за какую-то одну функцию, которую он будет выполнять в совершенстве независимо от внешних условий, но с точки зрения экономики это невероятно дорого. Относительно РФ встает еще одно осложнение: согласно последним проверкам ИКАО в России установлено до 20% несоответствий требованиям СУБП. Что является неоправданным уровнем.

Как мы видим, проблема актуальна, сложна, многогранна и переменчива. Для обеспечения безопасности полетов необходимо ужесточение требований к выполнению существующих норм, создание новых способов проверки СУБП, постоянная модернизация стандартов СУБП в соответствии с существующими рисками и анализом возможных рисков в отрасли.

The researching and the next modernization of the Safety Management System

Bychkova K.A., Bobrov A.A.

MAI, Moscow

There is still an urgent need to ensure safety of flights in the modern world where about 60 aircraft per minute are raised in the air. The urgency and difficulty of the problem is not just in people's deaths in crashes and destruction of expensive equipment, but that is practically it's very complicated to strict compliance with the international rules and standards equally in all areas.

The most striking evidence of failure in the Safety Management System (SMS) is an accident. And, despite the fact that the disasters with large passenger ships are rare, we

have to go from the acceptable level of safety to the low or zero risk. Aviation is the sphere of high-risk, as there are many sources of danger, which can be divided into several groups: meteorological, organizational, technical, human factors in the production and operation. Obviously, the first group is hard to be standardized, the only thing we can do is to monitor the forecasts and to fly only in favorable conditions approved by international organizations. The problem of the human factor is more difficult, because we also have the question of efficiency. According the statistics, 90% of aviation accidents linked to the human factor – it's connected with the increased concentration of the controlled power in the hands of one person. Therefore, for safety reasons we need a one man responsible for a one function, which he would perform perfectly, regardless of external conditions, but from the point of view of the economy it would be incredibly expensive. On the Russian Federation there is another complication: according to the latest ICAO inspections there is about 20 % non-compliance to the SMS, but it's an unacceptable level.

As we can see, the problem is urgent, complex, multifaceted and changeable. For the safety it is necessary to tight the requirements for the implementation of existing standards, creating new ways of SMS verification, constant modernization SMS standards in accordance with the existing risks and the analysis of possible risks in the industry.

Автоматическое управление посадкой самолета в вертикальной плоскости с использованием лазерного дальномера

Васильева С.С., Бисенов О.В.

КБПА, г. Саратов

Актуальность задачи автоматической посадки требует применения новых технических решений, обеспечивающих возможность эксплуатации с необорудованных/малооборудованных аэродромов. Одним из таких решений является использование лазерного дальномера, установленного на борту самолета. Преимуществом этого способа является достаточно высокая точность измерения дальности.

Целью работы является проведение математического моделирования движения самолета в вертикальной плоскости в замкнутом контуре автоматического управления с использованием бортового лазерного дальномера на этапе автоматической посадки. Бортовой лазерный дальномер измеряет расстояние между самолетом и заданной точкой касания ВПП.

Режим автоматической посадки разделяется на следующие этапы:

- стабилизация посадочной скорости и высоты круга аэродрома посадки;
- снижение по глиссаде;
- выравнивание.

В математической модели лазерного дальномера учитываются погрешности в виде постоянной/медленно-меняющейся ошибки, погрешности масштабного коэффициента, а так же шумовой составляющей типа белого шума с нулевым математическим ожиданием.

Дальность, измеренная лазерным дальномером, используется совместно с другими параметрами датчиков системы автоматического управления (радиовысотомер, баровысотомер, датчики угловых скоростей и

линейных ускорений) для построений «виртуальной» глиссады посадки с применением методов комплексной обработки информации

В результате проведенной работы разработаны алгоритмы автоматического управления самолетом для режима «автоматическая посадка» в продольном канале с использованием информации по лазерному дальномеру. Представленные результаты математического моделирования движения самолета показывают возможность применения лазерного дальномера для реализации автоматической посадки.

An Airplane Vertical Landing Automatic Control Using Laser Radar

Vasilieva S.S., Bisenov O.V.

KBPA, Saratov

The actuality of automatic landing problems stipulates the necessity to implement new technical solutions, which enable to operate at noninstrument or poorly instrumented airdromes. One of these solutions is appliance of laser radar, installed on an airplane. This method benefits from the possibility to provide precise range measurements.

This paper is designed to execute mathematical modeling, depicting automatic control close-loop vertical airplane movement using a laser radar during automatic landing. An airborne laser radar is used to measure the distance between an airplane and desired touchdown point.

An automatic landing mode includes the following phases:

- landing speed hold and landing airdrome circuit altitude;
- glideslope descent;
- flare-out.

The laser range mathematical model takes into consideration the errors in terms of permanent / slowly varying errors, a scale factor error, as well as a noise term like a white noise with zero mathematical expectation.

The range, measured using a laser radar, is applied in couple with other parameters of automatic control system sensors (radio altimeter, pressure type altimeter, angular-rate sensor, and linear accelerometer) in order to calculate “virtual” glide path using methods of composite data processing.

As a result of the work the algorithms for automatic airplane control in automatic landing mode on the longitudinal axis using a laser radar were developed. The output of the mathematical modeling for an airplane movement demonstrates the possibility of a laser radar appliance in order to perform automatic landing.

Параметрический анализ в операционной среде MATLAB напряжённно-деформированного состояния конструктивно-анизотропных панелей из композиционных материалов с учётом технологии изготовления

Гавва Л.М.

МАИ, г. Москва

Исследуется напряжённно-деформированное состояние плоской прямоугольной многослойной панели из композиционных материалов, обшивка которой эксцентрично подкреплена продольно-поперечным набором. Панель находится под действием произвольным образом распределённой поперечной

погонной нагрузки в стационарном температурном поле. Условия закрепления контура предпологаются достаточно общими.

Принимаются во внимание технологические факторы, имеющие место при изготовлении композитов: остаточные температурные напряжения, возникающие при охлаждении после отверждения, и предварительное натяжение армирующих волокон.

В качестве расчётной модели предлагается схематизация панели как конструктивно-анизотропной, когда тонкостенные подкрепляющие элементы находятся в условиях сложного сопротивления. Дальнейшее развитие теории тонкостенных упругих стержней применительно к общей контактной задаче для обшивки и ребра с уточнением модели последнего при закручивании отражает научную новизну работы.

Проблема определения напряжённо-деформированного состояния конструктивно-анизотропных панелей сведена к решению краевой задачи для уравнения восьмого порядка в частных производных в прямоугольной области. Данное решение в замкнутом виде построено в одинарных тригонометрических рядах для частного случая согласованных граничных условий по двум противоположным кромкам, а также методом однородных решений для произвольных несогласованных граничных условий на контуре. Рассматриваются все возможные варианты закрепления граничных кромок в отношении связанных плоской задачи и задачи изгиба.

В операционной среде MATLAB выполнена программа компьютерной многокритериальной оптимизации конструктивно-анизотропных композитных панелей ЛА. Так как решение строится точными аналитическими методами, время расчёта варианта минимально, что представляет интерес с точки зрения практики проектирования с использованием параметрического анализа. Результаты расчётов на прочность дают возможность снижения и оптимизации весовых характеристик конструкции.

Parametric analysis in the operating MATLAB system of stress-strain state of structurally anisotropic panels made of composite materials with manufacturing technology taking into account

Gavva L.M.
MAI, Moscow

The paper discusses the stress-strain state of flat rectangular multiplied panel from composite materials, the casing of which an eccentrically supported by the longitudinal-transverse stiffening set. The panel is subjected to arbitrarily distributed transverse load per unit area in the stationary temperature field. Boundary conditions on the contour are assumed to be of quite general type.

One should take into consideration the technological factors occurring in the manufacture of composites: residual thermal stresses arising during cooling after hardening and pre-stressed tension in reinforcing fibers.

As a design model has been proposed schematization of the panel as structurally anisotropic when thin-walled reinforcing elements are in the complex resistance. Further development of the theory of thin-walled elastic rods related to the contact problem for the skin and the rib with the refinement of the model of the last one reflects the scientific novelty of the research.

The problem of determining stress-strain state of structurally anisotropic panels is reduced to the solution of the boundary value problem for equation of the eighth order in the partial derivatives in a rectangular field. This solution in closed form is constructed by unitary trigonometric series for the particular case of conformable boundary conditions on two opposite sides and by the method of uniform solutions for arbitrary non-conformable boundary conditions at the contour. We examine all possible variants of the boundary edges restrictions in relation to the connecting plane problem and the bending one.

Computer program package in the operating system of MATLAB has been performed for multi-criterion optimization for the design of structurally anisotropic composite panels of FA. Since the solution made by exact analytical methods, the calculation time is of the minimum one, that is of interest from the point of view of practical design using parametric analysis. The results of the stress analysis calculations offer the possibility for reducing and optimization of the aircraft elements weight characteristics.

К вопросу измерения высотно-скоростных параметров на современных сверхзвуковых маневренных самолетах

Гришин И.А.
МАИ, г. Москва

Определение высотно-скоростных параметров с необходимой точностью является жизненно важным условием как для обеспечения безопасности полёта практически любого летательного аппарата, так и для успешного решения поставленных перед ним задач.

Благодаря резко увеличившимся вычислительным возможностям бортового электронного оборудования современные системы воздушных сигналов (СВС), используемые в гражданской авиации, обеспечивают наиболее оптимальное решение задачи определения высотно-скоростных параметров (ВСП) с необходимой степенью точности с точки зрения повышения надёжности, улучшения аэродинамики, экономии массы.

Иначе обстоит дело с измерениями ВСП на сверхзвуковых маневренных самолётах. Изменения характера обтекания при числах Маха больше критического ($M \geq M_{кр}$) и срыва потока при маневрировании существенно усложняют задачу определения ВСП с необходимой точностью. Как правило, данная задача решается с помощью совмещённого приёмника давления, вынесенный на специальной штанге в поток перед самолётом (носовой ПВД). Однако, ряд специфических требований, предъявляемых к вновь разрабатываемым сверхзвуковым маневренным самолётам (в частности, снижение радиолокационной заметности), делает применение носового ПВД невозможным. Таким образом, возникает вопрос об определении ВСП на современных сверхзвуковых маневренных самолётах. Очевидно, что в этом случае для обеспечения необходимого уровня точности измерения ВСП необходимы специальные проектно-конструкторские решения.

В рамках данного доклада приводится анализ данных о СВС современных зарубежных сверхзвуковых маневренных самолётов, на основе которого делается вывод об основных приоритетах в развитии систем измерения высотно-скоростных параметров. Одновременно, обосновывается необходимость учёта

особенностей процесса измерения высотно-скоростных параметров полёта уже на ранних стадиях формирования облика сверхзвукового маневренного самолёта.

To the issue of measuring the altitude and airspeed data on modern supersonic maneuverable aircraft

Grishin I.A.
MAI, Moscow

Measurement of altitude and airspeed data with the required accuracy is essential condition for the safety of flight of any aircraft, as well as for the successful solution of its tasks.

Due to increase the computing capabilities of the avionics modern system of airdata signals (ADS) used in civil aviation, provide the most optimal solution to the problem of altitude and airspeed data identification with the required degree of accuracy with aspect of improved reliability improved aerodynamics, weight saving.

The case is somewhat different with the identification altitude and airspeed data on supersonic maneuverable aircraft. Changes in the characteristics of flow at Mach numbers greater than the critical ($M > M_{crit}$) and burble by maneuvering greatly complicate the task of altitude and airspeed data identifying with the required accuracy. As a rule, this problem is resolved by pitot-static probe, which remove in airstream in front of nose aircraft on special bar (nose pitot-static probe). However, some specific requirements for newly designed supersonic maneuvering aircrafts (in particular, reduced radar signature) makes impossible to use nose pitot-static probe. Thus, the problem of altitude and airspeed data identification on modern supersonic maneuverable aircraft arises. Obviously, a special design solution is required for the required degree of accuracy of altitude and airspeed data identification in this case.

As part of the report provides an analysis of data about ADS of modern foreign supersonic maneuverable aircraft on which it is concluded about the main priorities in the development of altitude and airspeed data identification systems. At the same time, as part of the report provides the necessity of accounting features of altitude and airspeed data identification process in the early stages on the early stages designing of supersonic maneuverable aircraft.

Применение средств автоматизированного проектирования для решения задачи оптимизации аэродинамической формы законцовки Уиткомба

Гуереш Д., Попов С.А.
МАИ, г. Москва

Целью данной работы являлось решение задачи инженерной оптимизации аэродинамической формы законцовки Уиткомба с критерием максимального аэродинамического качества с помощью совместного применения компьютерных средств вычислительной гидродинамики и средств автоматизированного подбора значений проектировочных параметров. Исходной моделью типичного крыла пассажирского самолета (без законцовки) со сверхкритическим профилем служил прототип DLR-F4.

В первом этапе применялись методы классической итерационной оптимизации для определения проектировочных параметров, в наибольшей степени влияющих

на аэродинамическое качество системы крыло-законцовка, а именно угол развала законцовки и ее относительная площадь. Вычислительные эксперименты проводились с помощью программного комплекса AnsysFluent.

Второй этап работы представлял собой более полный анализ влияния всех проектировочных параметров геометрии законцовки Уиткомба, а именно угла стреловидности λ , развала ψ , и крутки ξ , высоты h , радиус агалтели R и сужения $B=b/b_0$. К входным данным относится также угол атаки α . Качество системы крыло-законцовка на определенном угле атаки можно представить в виде функции: $K_{\alpha=\text{const}} = K(\lambda, \psi, \xi, h, R, B)$.

Во втором этапе, помимо компьютерных средств вычислительной гидродинамики, применялись средства автоматизированного подбора проектировочных параметров, позволяющих параметризовать исходные проектировочные данные, т.е. задание интервала их изменения и разбиения данного интервала на заданное количество проектировочных точек;

- автоматически производить расчет для каждой проектировочной точки обновляя твердотельную геометрию модели и расчетную сетку;
- построить графики зависимости критерия оптимизации (качество системы крыло-законцовка) как от отдельных проектировочных параметров, так и от комбинированного изменения двух параметров в виде поверхностей $K_{\alpha=\text{const}} = K(\lambda, \psi)$, $K_{\alpha=\text{const}} = K(\xi, h)$ и т.д.

Результатом работы является оптимизированная геометрия законцовки Уиткомба для прототипа DLR-F4 и сравнение ее характеристик с исходной. Также результатом работы является экспериментальная база в виде графиков и поверхностей, позволяющих анализировать проектировочное пространство геометрии законцовки и произвести проектировочный расчет для вновь проектируемых крыльев пассажирских самолетов.

Optimization problem solving of a Whitcomb winglet aerodynamic shape using CAE tools

Gueraiche D., Popov S.A.
MAI, Moscow

The aim of this paper is to solve the aerodynamic shape optimization problem for a Whitcomb winglet with the maximum lift-to-drag ratio of the equipped (with a winglet) wing taken as the optimization criterion. The research was carried out using both CFD software and CAE tools for design inputs parameterization. The prototype DLR-F4 served as an initial model of a typical passenger aircraft wing (without winglet) with a supercritical airfoil.

In the first approach to tackle the optimization problem, methods of classical iterative optimization were used in order to study the influence of the most important design parameter of a winglet on the wing L/D ratio, namely the winglet camber angle and its relative area. CFD experiments were carried out with the aid of AnsysFluent software package.

The second phase of the research was aimed at a more complete analysis of the effect of all of the winglet geometrical design parameters, namely the angles of sweep λ , camber ψ , and twist ξ , the height h , fillet radius R and taper ratio $B=b/b_0$. The angle of attack of the model, α , is also an input parameter. The L/D ratio of the equipped wing at a given angle of attack can be represented as a function: $K_{\alpha=\text{const}} = K(\lambda, \psi, \xi, h, R, B)$.

In the second phase, in addition to CFD software CAE tools were used for the following purposes:

- Input data parameterization, i.e. dividing the input parameters range into a given number of design points;
- Automatically running CFD calculations for each design point by updating the input geometry and the computational mesh;
- Obtaining optimization criterion (L/D ratio of the equipped wing) dependence both on separately chosen design parameters, and on the combination of two design parameters as surfaces $K_{\sigma=\text{const}} = K(\lambda, \psi)$, $K_{\sigma=\text{const}} = K(\xi, h)$ etc.

The result of the research is an optimized geometry of a R. Whitcomb winglet for a DLR-F4 prototype and a comparison of its aerodynamic characteristics versus the initial winglet. Also the result of this work is an experimental base of graphs and surfaces, allowing to analyze the winglet geometry design space and to make preliminary estimation of the winglet performance for newly designed passenger aircraft wings.

Численное и экспериментальное определение аэродинамических характеристик экраноплана

Гузев Д.И., Куркин Е.И., Назаров Д.В.
Самарский Университет, г. Самара

В работе проведено определение аэродинамических характеристик экраноплана экспериментальными методами и методами вычислительной аэрогидродинамики.

Расчет аэродинамических характеристик экраноплана проведен на основе решения уравнений Навье-Стокса, базирующиеся на методе конечных объемов в системе ANSYS CFX. Для создания конечно-объемной модели была создана трехмерная геометрическая модель экраноплана в САЕ-системе Siemens NX. Численное моделирование обтекания аппарата проводилось со следующими граничными условиями: задание кинематических параметров потока на входе в расчётную область и равенство статического давления атмосферному давлению на выходе из расчётной области.

Полученные значения коэффициентов подъемной силы подвергались сравнению с данными, определенными экспериментально в аэродинамической трубе ТЗ Самарского Университета на масштабной модели экраноплана (масштаб 1:30). Построены графические зависимости аэродинамических характеристик. Подсчитаны процентные отклонения данных эксперимента от результатов теоретических расчетов.

В результате выполненного математического моделирования были получены данные, которые показывают удовлетворительную сходимость с экспериментальными данными. Это позволяет сделать вывод о возможности использования данной математической модели для оценки аэродинамических характеристик компоновок подобных летательных аппаратов (ЛА), проводить оптимизацию облика ЛА, прогнозировать изменения аэродинамических характеристик при изменении тех или иных кинематических параметров, что в значительной мере может сократить количество экспериментов.

Numerical and experimental determination of the aerodynamic characteristics of ground effect vehicle

Guzeva D.I., Kurkin E.I., Nazarov D.V.
Samara University, Samara

The work carried out determination of aerodynamic characteristics of ground effect vehicle experimental methods and the methods of computational aerodynamics.

Calculation of aerodynamic characteristics of ground effect vehicle held on the basis of the Navier-Stokes equations solution using the finite volume method in ANSYS CFX system. Three-dimensional geometric model of ground effect vehicle in CAE-systems Siemens NX has been established to create a course-volumetric model. Numerical simulation of flow around the unit was carried out with the following boundary conditions: flow velocity at the entrance of the calculated area and the static pressure equal to atmospheric pressure at the outlet of the computational domain.

The values obtained were subjected lift coefficients compared with those determined experimentally in a T3 wind tunnel of Samara University with 1:30 scale model of at the ground effect vehicle. Constructed a graph of aerodynamic characteristics. We calculated the percentage deviation of the experimental data on the results of theoretical calculations.

Results of mathematical modeling have a satisfactory agreement with experimental data. This suggests the possibility of using this mathematical model to evaluate the aerodynamic characteristics of such vehicles, to optimize the aircraft appearance and predict changes in the aerodynamic characteristics of a change of certain kinematic parameters that can greatly reduce the number of experiments.

Влияние законцовок крыла на аэродинамическое качество

Ильясов М.Х., Гусейнли Д.Н.
НАА, г. Баку

На основе метода системы уравнений установившегося горизонтального полета исследуется влияния законцовок крыла на аэродинамическое качество. Вектор полной аэродинамической силы законцовок найдено в виде $\vec{R}_z = \{R_z \cos \varphi \sin \alpha_z, R_z \sin \varphi, R_z \cos \varphi \cos \alpha_z\}$, где φ угол развала законцовок, α_z угол между истинной скоростью и скоростью свободного потока. Составляя уравнения равновесия сил, действующих на ЛА в горизонтальном полете находится уравнения связи сил, включая силы, созданные законцовками крыла $P + R_z \cos \varphi \sin \alpha_z = Q, Y + R_z \sin \varphi = G$

Анализ этих уравнений показывает, что продольная проекция полной аэродинамической силы законцовок R_{zx} направляется в сторону движения, увеличивает тягу двигателей, уменьшает силу лобового сопротивления крыла. При этом профильное сопротивление почти не изменяется, а уменьшается индуктивное сопротивление. Вертикальная проекция этой силы уравновешивает часть подъемной силы, а боковые проекции от левого и правого законцовок взаимно уравновешивают друг друга.

Аэродинамическое качество крыла с законцовками получено в виде

$$K_z = \frac{Y + 2R_z \sin \varphi}{Q - 2R_z \alpha_z \cos \varphi} = \frac{C_y + 2C_z \sin \varphi}{C_x - 2C_z \alpha_z \cos \varphi},$$

где C_z коэффициент полной аэродинамической силы законцовки R_z . Видно, что влиянием законцовок крыла аэродинамическое качество крыла увеличивается по сравнению с аэродинамическим качеством крыла без законцовок $K = Y/Q = C_y/C_x$.

Применение отклоняемого вектора тяги в задачах управления гражданским самолётом

Брагазин В.Ф., Дементьев А.А., Скворцов Е.Б.
ЦАГИ, г. Жуковский

Рассмотрена концепция применения отклоняемого вектора тяги (ОВТ) для управления гражданским самолётом традиционной аэродинамической компоновки с двумя турбореактивными двигателями, расположенными на пилонах под крылом. Рассмотрены два способа поворота вектора тяги двигателей. Первый - посредством поворота струи двигателя за счёт отклонения сопла по тангажу и (или) по рысканию на ограниченные углы. Второй - при использовании перспективного реверсивно-отклоняющего устройства (РОУ) с организацией согласованного истечения газов как из основного реактивного сопла, так и из дополнительных отверстий, расположенных на боковой поверхности двигателя. При использовании РОУ возможно обеспечить существенно больший уровень силы, нормальной к оси двигателя.

Исследована возможность использования ОВТ как средства реализации следующих полезных функций управления:

- как органа непосредственного управления подъёмной (НУПС) и боковой силой (НУБС) для обеспечения изолированных вертикальных и боковых перемещений самолёта в целях повышения точности управления траекторией и безопасности на взлётно-посадочных режимах полёта;
- как органа НУБС для парирования бокового ветра на режиме захода на посадку и обеспечения полёта с близкими к нулевым значениям угла крена;
- как дополнительного органа управления самолётом по крену на больших углах атаки, в том числе на режимах сваливания в целях расширения диапазона эксплуатационных и предельных углов атаки и повышения безопасности полёта.

При повороте вектора тяги за счёт применения РОУ возможно получение установившихся значений вертикальной и боковой скоростей изолированных перемещений рассматриваемого самолёта при заходе на посадку до 4 м/с и 16 м/с соответственно. Эти величины достаточны для выполнения самолётом бокового S-образного манёвра с нулевым креном перед приземлением. Также возможно осуществить полную компенсацию бокового ветра величиной до 16 м/с с нулевым креном.

Целесообразность использования ОВТ в качестве дополнительного органа управления самолётом по крену на больших углах атаки обусловлена существенным снижением эффективности аэродинамических органов поперечного управления и появлением существенных возмущающих сил и

моментов вследствие несимметрии обтекания. Исследования на пилотажном стенде ЦАГИ с участием лётчиков-испытателей показали, что использование ОВТ позволяет существенно расширить диапазон значений углов атаки, где сохраняются приемлемые характеристики поперечной управляемости, и обеспечить тем самым безопасный уход самолёта с режима сваливания.

Application of thrust vector control for civil airplane control problem

Bragazin V.F., Dementyev A.A., Skvortsov E.B.
TsAGI, Zhukovsky

The thrust vector control (TVC) concept that is under consideration is targeted to control the civil airplane of conventional aerodynamic configuration with two turbojet engines that are mounted on strut nacelle/pylon in under-wing configuration. Two approaches to control the engine thrust vector are studied. The first one is to shift the engine jet due to nozzle deflection by pitch and/or yawing limited angles. The second one is to apply the advanced reversibly deflecting device (RDD) that provides the coordinated gas exhaust both from the primary jet nozzle and the auxiliary holes located on the engine side surface. The use of the RDD makes it possible to obtain the essentially higher force that is normal to engine axis.

The possibility of TVC application is investigated in terms of a mean to perform the effective control functions as the effector of:

- the direct lift force controls (DLFC) and the direct side force ones (DSFC) to provide the vertical and lateral airplane moving individually in order to enhance the path control accuracy and the safety when taking-off and landing;
- DSFC to compensate the crosswind when approaching and to provide the flight under the roll angle value near to zero;
- the auxiliary roll control device under high angles of attack including the stall regimes in order to expand the operational and critical angles of attack and to enhance the flight safety.

When thrust vectoring by RDD, it is possible to obtain the individual steady-state vertical and lateral velocities values of airplane movement when approaching i.e. up to 4m/s and 16m/s correspondently. These values are sufficient to perform the S-shaped maneuver at zero roll angle before landing. It is also possible to perform the total 16 m/s crosswind compensation with zero roll angle.

The practicability to use the TVC as an auxiliary airplane roll control under high angles of attack is conditioned by the essential degradation of lateral aerodynamic controls and the emergence of essential disturbing forces and moments due to airflow asymmetry. TsAGI's flight simulator researches that were performed with participation of test-pilots demonstrated that the application of TVC enabled expanding greatly the α -angles range, where the allowable lateral controllability values were maintained, and providing by this the safe airplane stall recovery/prevention.

Автоматическое управление посадкой на ВПП беспилотного летательного аппарата с использованием бортовых оптических датчиков

Егоров В.А., Бисенов О.В., Сергушов И.В.
КБИА, г. Саратов

Автоматическая посадка БЛА является одним из сложных режимов полета. Применяемые в настоящее время радиотехнические системы посадки в полной мере не могут обеспечить необходимую точность.

В связи с этими факторами целесообразным является разработка подходов, основанных на применении новых инструментальных средств. Одним из таких способов является осуществление автоматической посадки с использованием оптической головки самонаведения (ГСН), установленной на борту, и инфракрасных курсоглиссадных указателей (ИКГУ), устанавливаемых на ВПП.

Применение ГСН в комплексе бортового оборудования в качестве дополнительного измерительного устройства для построения «виртуальной» глиссады посадки обладает рядом преимуществ:

- не подверженность радиопомехам,
- высокая дальность обнаружения ИКГУ на ВПП,
- избирательность, т.е. выделение полезных сигналов на фоне других излучений.

Использование ИКГУ обеспечивает излучение в частотном диапазоне, совпадающим с одним из окон прозрачности атмосферы.

Информация ГСН об углах визирования ИКГУ используется совместно с другими параметрами датчиков системы автоматического управления (баровысотомер, датчики угловых скоростей и линейных перегрузок и др.) для формирования траектории (линии глиссады) посадки.

В результате исследований разработаны алгоритмы автоматического управления БЛА для режима «автоматическая посадка» с использованием информации ГСН об углах визирования ИКГУ, расположенного на ВПП.

Представлены результаты математического моделирования режима автоматической посадки беспилотного ЛА на ВПП по сигналам ГСН.

Automatic control of unmanned aerial vehicle to a runway using airborne optic sensors

Egorov V.A., Bisenov O.V., Sergushov I.V.
DBIA, Saratov

UAV automatic landing is one of the most comprehensive flight modes. Nowadays radio landing systems cannot provide necessary precision to the whole extend.

Due to this, it is practical to develop approaches based on new instrument facilities. One of such methods consists in automatic landing using an optic seeker (OS) installed onboard and infrared glide slope and localizer beacon (IGLB) installed on the runway.

Applied for creating a “virtual” glide slope, there is a variety of advantages in using OS as a part of aircraft equipment as a supplementary measuring device, that are:

- lack of electromagnetic vulnerability,
- long-range IGLB detection capability on the runway,
- selectivity, that is a capability to detect the valid signal among other emissions.

IGLB appliance ensures emissions in frequency domain, coinciding with one of the atmospheric transparency windows.

In order to form the landing flight path, OS data, concerning IGLB angle of sight, is used in combination with other parameters of automatic control system sensors (baroaltimeter, angular rate and acceleration sensor, etc.).

The research results are represented by development of algorithm of UAV automatic control in “automatic landing” mode, using OS data, concerning runway IGLB angle of sight.

The paper delivers the results of a mathematical model for unmanned aircraft automatic landing mode to a runway by OS signals.

Особенности испытаний вертолетной техники на функционирование управления (на примере испытаний на функционирование систем управления вертолётa Ми-38-2)

Егоров Д.В., Сазонов П.Г., Латипов И.Т.,
МВЗ им. М.Л. Миля, п. Томилино

Испытания вертолётной техники на функционирование управления проводятся с целью установки соответствия конструкции систем управления требованиям сертификационного базиса (СБ 38-2.29), на основании которого составляется программа испытаний, по которой в экспериментально-исследовательском комплексе АО «МВЗ им. М.Л. Миля» проводятся испытания на испытательной установке, представляющей из себя фюзеляж вертолётa.

Испытаниям на функционирование управления подвергаются следующие системы: управление циклическим шагом, управление общим шагом, управление двигателями и путевое управление. В процессе испытаний управления циклическим и общим шагом измеряются под нагрузкой и без неё ходы ручек и управляющих точек гидроусилителей, которые через систему тяг и качалок поворачивают лопасти относительно осевого шарнира. Согласно аэродинамическим расчётам ход последнего звена системы управления под эксплуатационной нагрузкой может уменьшаться не более чем на 25% от свободного хода.

При испытаниях на функционирование управления обеспечивается точность выполнения следующего требования программы: при перемещении ручек управления соответствующая испытательная нагрузка должна быть перпендикулярна оси ручек на всем участке перемещения. Для этого была сконструирована необходимая технологическая оснастка, такая как имитаторы рукояток управления и сектора нагружения. Имитатор рукоятки управления представляет собой специальную деталь, устанавливающуюся в ручку управления. К нему крепится сектор нагружения, представляющий из себя дугообразную деталь с определенным радиусом и длиной дуги. По всей длине сектора делается специальный паз, куда устанавливается трос, с помощью которого производится нагружение. Последнее звено каждой системы управления крепится к загрузочному устройству, которое должно обеспечивать постоянную величину нагрузки при перемещении ручки или педали из одного крайнего положения в другое и обратно.

В результате этой работы сконструирована, изготовлена и успешно применена специализированная технологическая оснастка – имитаторы ручек управления, сектора нагружения и загрузочные устройства.

Characteristic features of helicopter control system testing (illustrated by tests of Mi-38-2 helicopter control system functionality)

Egorov D.V., Sazonov P.G., Latipov. I.T.
Mil Moscow Helicopter Plant, Tomilino

Aircraft tests of control system functioning are performed with the purpose to substantiate the compliance of the control system design with the requirements of the certification basis (CB 38-2.29), which is the basis for the test program used by Mil Moscow Helicopter Plant, JSC experimental and research facilities to perform tests on a test rig representing the helicopter fuselage.

The following systems undergo the control system functioning test: cyclic pitch control, collective pitch control, engine control system and rudder control. In the process of the cyclic pitch control, collective pitch control tests the following parameters are measured under load and without it: strokes of sticks and control points of hydraulic actuators, which rotate a blade relative to a feathering hinge via linkage assembly. According to the aerodynamic analysis the stroke of the control system last segment under operational load can be reduced by more than 25% of the free travel.

During the control system functionality test the accuracy of the following test program requirement fulfilling is ensured: when control sticks are displacing, the corresponding test load must be perpendicular to the control stick axis along the whole segment of displacement. For that, the required tooling was designed, i.e. control stick and load application segment mock-ups. A control stick mock-up is a dedicated part installed on the control stick. A load application segment is attached to the control stick mock-up, a load application segment is an arc-shaped part with a calibrated radius and an arc length. Along the whole length of the segment there is a special groove, which serves for a wire cable routing; this wire cable is used for load application. The last segment of each control system is attached to a load mechanism, which should provide a constant value of load when a stick or a rudder moves from one extreme position to another and back.

The result of this work is a designed, manufactured and successfully used special tooling, i.e. control sticks simulators, loading segments and loading devices.

Система рулевых приводов и энергетический комплекс перспективных транспортных самолётов

Ерофеев Е.В.
МАИ, г. Москва; ЦАГИ, г. Жуковский

Согласно государственной программе Российской Федерации о развитии авиационной промышленности до 2025 года были сформированы задачи, которые заключают в себе продвижение продукции отечественной авиационной промышленности на внутренних и внешних рынках, обновление парка воздушных судов гражданской авиации для обеспечения транспортной доступности всей территории страны, а также поддержание качества отечественной авиационной техники на уровне, обеспечивающем ее конкурентоспособность на мировом рынке. Для решения указанных задач в рамках гражданского авиастроения необходимо создание качественно нового самолетного парка, который будет сочетать в себе современные отечественные

техничко-схематические решения, удовлетворять вновь предъявляемым высоким требованиям надёжности и безопасности полётов, а также энергетической эффективности. Указанные технические решения, как показывает развитие мировых технологий, интегрируются путем реализации концепции «более электрического самолёта» (англ. More Electric Aircraft).

В данном докладе для перспективных магистральных самолётов с двумя двигателями (как наиболее востребованных на рынке гражданской авиации) предложено эффективное построение системы рулевых приводов и бортового энергетического комплекса. Полученная архитектура удовлетворяет требованиям безопасности полётов, имеет преимущества по сравнению с традиционной архитектурой в части весовой и энергетической эффективности, а также является своевременным переходом к созданию пассажирского самолёта «более электрической» концепции.

Разработка и внедрение данной архитектуры на борт вновь создаваемых магистральных самолётов позволит получить ряд преимуществ по сравнению с текущими техническими решениями, которые применялись при создании самолётов Ту-204/214, Sukhoi Superjet-100, и применяются в настоящее время при создании самолёта MC-21. Среди этих преимуществ:

- повышение уровня надёжности каналов управления и безопасности полётов в целом;
- снижение суммарного веса оборудованного самолёта;
- снижение отбора мощности у двигателя, и как следствие, снижение расхода топлива;
- улучшение экологических условий эксплуатации;
- упрощение и снижение стоимости технического обслуживания.

В докладе представлены основные расчётные данные и обоснования, подтверждающие указанные преимущества при реализации предлагаемой архитектуры.

Flight control actuation system and on-board energy complex for perspective long-haul aircraft

Erofeev E.V.

MAI, Moscow; TsAGI, Zhukovskiy

According to the Russian Federation state program on the development of the aviation industry until 2025 there was formulated objectives, which include promotion of aviation industry products on the domestic and foreign markets, updating the park of airplanes of civil aviation to ensure transport availability throughout the country, as well as maintaining the quality of domestic aviation technology at a level that ensures its competitiveness on the world market. To solve these problems in the civil aviation sphere it is necessary to create efficiently new air fleet, which will combine modern domestic technical and schematic solutions to satisfy the newly required high standards of reliability and safety, and energy efficiency. The specified technical solution, as shown by the development of the world technologies are integrated through the concept “More Electric Aircraft”.

In this report for long-haul aircraft with two engines (as the most relevant on the market of civil aviation) is proposed an efficient architecture of flight control actuation

system and on-board energy complex. The proposed architecture satisfies the safety requirements, has advantages in comparison with traditional architecture in part of weight and energy efficiency, and is a timely solution for passenger aircraft of "more electric" concept.

The development and implementation of this architecture on board of newly created long-haul aircraft will provide a number of advantages in comparison with current technical solutions applied in the creation of such aircraft as Tupolev-204/214, Sukhoi Superjet-100 and currently being applied in the creation of MS-21 aircraft. These advantages include:

- increase reliability level of flight control channels and safety of the flight in general;
- weight reduction of total equipped aircraft;
- reduction of power takeoff from the engine, and as a consequence, the reduction of fuel consumption;
- improvement of environmental conditions;
- simplification and reduction of the cost of maintenance.

The report provides key design data and substantiations of the advantages for the proposed architecture.

Комплекс полунатурного моделирования воздушного движения самолетов

Арапов Г.Е., Желнин В.Н., Желонкин В.И., Желонкин М.В.,
Ткаченко О.И.
ЦАГИ, г. Жуковский

Для проведения исследований различных режимов целевого применения в НИО-15 ЦАГИ был создан комплекс полунатурного моделирования воздушного движения самолетов (КПМВДС).

Моделирующий комплекс включает: пилотажный стенд со сферической системой визуализации, четыре упрощенных рабочих места летчика, рабочие места (пульта управления) руководителя и инженера. Система визуализации комплекса является уникальной и позволяет обеспечить углы обзора внешней обстановки 240° по горизонтали и 140° по вертикали, что соответствует углам обзора из кабины истребителя и обеспечивает реальную обстановку с участием нескольких самолетов противника, находящихся в зоне визуального контакта. Отображение внешней обстановки создается с помощью 8 проекторов, проецирующих компьютерное изображение внешней обстановки на сферический экран – купол диаметром 8 метров. 9-й проектор отображает индикатор на лобовом стекле (ИЛС). Система визуализации отображает все характерные различные визуальные эффекты при целевом применении. Комплекс позволяет моделировать различные режимы в составе 2-4 участников (1×1, 2×2) в реальном масштабе времени.

Все рабочие места комплекса содержат точные и подробные математические модели самолета с банком аэродинамических характеристик в диапазоне углов атаки $\alpha \pm 180^\circ$, его комплексной системы управления (КСУ) с подробной моделью исполнительной части, в том числе моделью отклоняемого вектора

тяги (ОВТ), а также математическую модель бортового обзорно-прицельного комплекса.

Основная задача применения различных специальных режимов пилотирования состоит в выборе такой тактики маневрирования, при которой положительные эффекты применения этого режима обеспечивали бы максимальную эффективность.

Air traffic flight simulator complex

Arapov G.E., Zhelmin V.N., Zhelonkin V.I., Zhelonkin M.V., Tkachenko O.I.
TsAGI, Zhukovsky

For studies of different intended application modes in the Research Laboratory-15 TSAGI Air traffic Flight simulator Complex was established.

The simulator complex includes: spherical visual system flight simulator (Spherical Screen), four simplified pilot stations, control panels of the manager and engineer station. Complex visualization system is unique and allows provides for look-up angles of the external environment 240° horizontally and 140° vertically, which corresponds to fighter cockpit angles of the fighter and provides for the real situation with multiple enemy aircraft in the visual range. External environment display image is created by means of 8 projectors, projecting a computer generated image of the external environment onto a spherical screen, with a dome in a diameter of 8 meters. The 9th projector displays the indicator on the windshield (HUD). The visualization system displays the whole variety of characteristic visual effects during the target application. In real time mode the complex allows to simulate various modes composed of 2-4 participants (1×1, 2×2).

All complex stations contain accurate and detailed aircraft computer models with the developed aerodynamic characteristics data bank in the range of angles of attack $\alpha \pm 180^\circ$, its integrated controlling system (IMS) for a detailed model of the Executive parts, including thrust vectoring model (CET), as well as a computer model of board surveillance and targeting complex.

The main objective of various special regimes application is to choose such maneuvering tactics, in which the positive effects of this mode application would ensure maximum efficiency. This task was set, has been studied and successfully solved on the hardware-in-the-loop simulation basis in Air traffic Flight simulator Complex.

Жаростойкое термобарьерное покрытие на основе диоксида циркония

Дюг А.Ю., Кажичкин С.В., Жирихин К.В., Шардин А.О.
ЦАГИ, г. Жуковский

В настоящее время, в авиастроении перспективным направлением развития является создание гиперзвуковых летательных аппаратов (ЛА).

Для повышения эксплуатационных характеристик ЛА, имеющих крейсерскую скорость свыше 6М, необходимо применение специальных мер по защите конструкции от воздействия высоких температур. Одно из таких мероприятий – нанесение термобарьерных покрытий на внешнюю поверхность ЛА.

С целью разработки технологии нанесения и исследования эксплуатационных характеристик покрытия на основе диоксида циркония, изготовлен ряд образцов. В процессе отработки технологии, получено качественное

термобарьерное покрытие, с необходимыми характеристиками, толщиной около 2,5 мм. Такая толщина выбрана в соответствии с расчетной моделью распределения поля температур.

Для подтверждения эксплуатационных характеристик, спроектирован и изготовлен экспериментальный стенд для установки Т-131. В ближайшее время запланировано проведение экспериментальных исследований образцов, с нанесенным термобарьерным покрытием. Термобарьерное покрытие позволит защитить летательный аппарат от его разрушения, вследствие воздействия высоких температур.

Heat-resistant thermal barrier coating based on zirconium dioxide

Dyug A.Y., Kazhichkin S.V., Zhirikhin K.V., Shardin A.O.

TsAGI, Zhukovsky

Currently, in the aircraft industry one of perspective direction is a creation of a hypersonic aircraft.

To improve the performance characteristics of the aircraft with a cruising speed over 6 M, you need to use special measures to protect the structure from high temperatures. One of these actions - the application of thermal barrier coating on the outer surface of the aircraft.

In order to develop such technology of research and application performance a series of samples with coatings based on zirconium dioxide were produced. In the process of development of the technology, high-quality thermal barrier coating is obtained with the necessary characteristics and about 2.5 mm thick. This thickness is selected in accordance with the calculated distribution of temperature field model.

To confirm the performance, an experimental stand for the T-131 was designed and built. In the near future experimental research test with coated samples will be conducted.

Анализ альтернативных вариантов интеграции перспективных средств отображения информации и системы управления

Иргалеев И.Х., Муд Арно,

МАИ, г. Москва; ISAE-SUPAERO, г. Тулуза, Франция

Современный уровень автоматизации летательных аппаратов, авионики, базирующийся на использовании цифровых технологий, позволяет существенно трансформировать пилотажные свойства ЛА, подойти к их выбору исходя из требований обеспечения необходимых свойств в каждой задаче пилотирования. Методика обеспечения таких свойств рассмотрена в ряде работ, в большинстве которых для этой цели используется критерий выбора пилотажных характеристик. Последние годы, при выборе параметров высокоавтоматизированных систем управления, широкое распространение получили так называемые альтернативные критерии. Ряд из них базируется на требованиях, предъявляемых к параметрам частотных характеристик объекта управления. В практике проектирования систем широкое распространение получило также требование близости частотных характеристик объекта управления к частотным характеристикам интегрирующего звена. Это требование используется при выборе параметров самолета, его систем управления, синтезе прогнозной индикации перспективных дисплеев.

В настоящей работе рассмотрена возможность обеспечения наилучшего качества управления ЛА при выполнении задачи траекторного движения самолета как с органом НУПС, так и с использованием прогнозной индикации. Исследуется также эффективность их интеграции. Экспериментальные исследования проводились для двух вариантов передачи управляющих сигналов: с временной задержкой и без. Первый случай возникает при управлении оператором БЛА с наземного пункта через ретрансляционный спутник.

Эксперименты, выполненные на пилотажном стенде, показали, что использование органа НУПС позволяет уменьшить дисперсию ошибки отслеживания программной высоты в 14 раз для двух вариантов системы управления. Примерно такой же эффект достигается и для случая использования прогнозного дисплея. Совместное использование прогнозного дисплея и органа НУПС позволило в случае отсутствия временного запаздывания уменьшить дисперсию ошибки отслеживания программной высоты еще в 4 раза. При наличии дополнительного запаздывания в контуре управления, управление без прогнозного дисплея вообще невозможно из-за неустойчивости в системе самолет-летчик. Эксперименты с прогнозным дисплеем продемонстрировали возможность осуществления управления в таких условиях. А одновременное использование органа непосредственного управления подъемной силой с прогнозным дисплеем позволяет улучшить этот показатель.

Analysis of alternative ways for integration of perspective display and flight control system

Irgaleev I.H., Arnaud M.

MAI, Moscow, ISAE-SUPAERO, Toulouse, France

Modern level of aircraft automation, avionics, based on the usage of computer technology, allowed to transform the aircraft flying qualities, and to approach them to the necessary flying qualities for each piloting task. The technique for provision of such qualities is considered in a number of papers. The main part of them uses the flying qualities criteria. During the last years the so-called alternative criteria are used widely for selection of highly augmented flight control system parameters. Some of them are based on requirements to parameters of controlled element dynamics frequency response characteristics. In flight control system design the requirements of closeness of controlled element dynamics to the integral dynamics is used. Such requirement was applied for the selection of aircraft dynamic parameters, flight control system design, display design.

In the current paper the possibility of provision of the highest accuracy in the path control tracking task by usage of direct lift control surface, predictive display and their integration is considered. The experiments were carried out in cases when control signals are transmitted to the control surface without and with additional time delay. The last one takes place in the case when the UAV piloting is carried out from the ground control station through the satellite.

The experiments executed on the simulator for the case of ideal actuator demonstrated that DLC allows to decrease the variance of the error of program trajectory tracking 14 times for the both investigated versions of flight control system. Approximately the same effect takes place for the predictive display. Their integration

allowed to decrease the variance of the error of program trajectory tracking 4 times more. When time delay in transmitting of the signal is 0.5 s, the fulfillment of the piloting task is impossible because of the instability of pilot-vehicle system. The experiments executed with predictive display demonstrated the possibility of the realization of control. In case of the simultaneous usage of DLC the accuracy improves on 30-37 %.

Особенности конструкции и аэродинамики крыльев коробчатой схемы и их влияние на формирование облика самолета

Карпович Е.А.
МАИ, г. Москва

Исследования показывают, что задача разработки высокоэффективного самолета может быть решена в результате применения новых концепций и аэродинамических схем. Одной из таких схем является «коробчатая» схема («лучшая схема крыла», согласно Л. Прандтлю), представляющая собой систему крыльев, соединенных между собой с помощью вертикальных аэродинамических поверхностей. При виде сверху и спереди такая система имеет вид прямоугольника.

Коробчатая схема крыла теоретически позволяет повысить экономичность летательного аппарата в первую очередь благодаря снижению его индуктивного сопротивления. Автоматизированный расчет и сравнительный анализ аэродинамических характеристик легкого многоцелевого самолета с коробчатым крылом и его прототипа, представляющего собой тандем, в целом подтвердили снижение индуктивного сопротивления за счет преобразования тандемной схемы крыльев в коробчатую. Тем не менее, для достижения оптимальных летных характеристик коробчатого самолета требуется тщательнейшая оптимизация всех его параметров. Так, например, расчет показал, что без оптимизации на крейсерском режиме у указанного аппарата при очень существенном снижении коэффициента индуктивного сопротивления (на 74,5%) значительно снижается коэффициент подъемной силы (на 50%). Аппарат с коробчатым крылом обладает большей несущей способностью на больших углах атаки и большим, чем прототип с тандемным крылом, качеством на малых скоростях и меньшим качеством на больших скоростях.

Среди причин, по которым «лучшая схема крыла» до сих пор не нашла широкого распространения, указывают на проблемы, связанные с аэроупругостью, на возможное увеличение веса реальной конструкции, проблемы сертификации. К недостаткам данной схемы можно отнести также высокое сопротивление трения, связанное с тем, что числа Рейнольдса для коробчатого крыла оказываются в среднем в два раза меньше, чем для крыла моноплана с той же омываемой поверхностью. Самолет с коробчатым крылом имеет тенденцию к пикированию на умеренных углах атаки из-за срыва потока на переднем крыле.

Решение этих вопросов, связанное с глубоким изучением характеристик собственно коробчатой схемы, а также аппаратов с таким крылом, с разработкой методик оптимизации их параметров, позволит создать проект самолета, обладающего преимуществами в аэродинамике, летно-технических, весовых и

эксплуатационных характеристиках. Такая задача представляется интересной и перспективной.

Specify of boxwing structure and aerodynamics and their influence on boxwing aircraft conceptual design

Karpovich E.A.

MAI, Moscow

According to investigations the challenge of a high-performance aircraft development may be met if new concepts and aircraft configurations are applied. One of those is the boxwing configuration (“Best wing system”, according to L. Prandtl), that is a system of wings linked together with vertical side wings. On plan view and front view this system looks like a box.

In theory the boxwing concept provides an opportunity to raise the cost effectiveness of an aircraft, principally by reduction of its induced drag. The computerized analysis and comparison of aerodynamic performance of a light utility boxwing aircraft and of its tandem prototype, generally proved the reduction of induced drag by means of transforming of tandem configuration into boxwing. However, it is necessary to thoroughly optimize all of the boxplane’s parameters in order to achieve the optimal performance. For example, the calculation has shown, that for an non-optimized light boxplane in cruise flight condition an essential reduction of drag (by 74.5%) comes with significant reduction of lift (by 50%). The light boxplane is characterized by better wing bearing capacity on higher angles of attack and by better slow-speed efficiency, than its tandem prototype, and by lower high-speed efficiency.

“The best wing system” is not wide spread for a number of reasons, among which are aeroelasticity problem, possible increase in real structural weight, certification difficulties. Other problem of the concept is its high friction drag, related to the fact that the Reynolds numbers of boxwing are on the average twice as small as of monoplane wing with the same wetted area. Boxplane has a nose-down pitching tendency on moderate angles of attack because of stall of the fore wing.

The solution of the specified problems, connected to deep investigation of the performance of boxwing and boxplane, to development of methods for boxplane’s parameters optimization, will provide an opportunity to develop an aircraft with aerodynamic, weight and operating advantages. Such a challenge seems interesting and promising.

Проектирование кронштейна навески интерцептора с использованием топологической оптимизации

Комаров В.А., Кишов Е.А.

Самарский университет, г. Самара

Топологическая оптимизация, как один из компонентов процесса компьютерного моделирования, прочно входит в практику проектирования авиационных силовых конструкций. Данная технология базируется на методе конечных элементов. Суть ее состоит в том, что в габариты, отведенные под деталь, вписывается непрерывная упругая среда с изменяющимся по объему модулем упругости и плотностью. На основе результатов расчета напряженно-

деформированного состояния, специальная программа определяет места, где можно убрать материал. Таким образом, в модели остаются только те элементы, которые передают усилия наиболее рациональным образом. Такая модель является прототипом для дальнейшего построения «рабочей» CAD-модели детали. Отдельной задачей является переход от конечно-элементной модели топологической оптимизации к конструкторской «геометрии». Здесь существуют два пути: интерпретация результатов под использование традиционных технологий производства, либо «прямое» изготовление тел с переменной плотностью методами аддитивных технологий.

В докладе рассматривается задача проектирования типовой детали самолета – кронштейна навески элемента механизации крыла (интерцептора). Интуитивный подход к выбору силовой схемы не дал положительного результата, так как деталь разрушилась при испытаниях ниже расчетной нагрузки. Использование топологической оптимизации позволило пересмотреть силовую схему кронштейна и значительно увеличить тем самым его жесткость. Модифицированная конструкция прошла весь комплекс испытаний, уложившись в отведенный весовой лимит.

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта № 16-31-00365 мол_а.

Structural design of aircraft spoiler bracket using topology optimization

Komarov V.A., Kishov E.A.

Samara University, Samara

Topology optimization is widely used in engineering practice today. This technology based on finite element method. The main idea of topology optimization is that we fill whole design domain by elastic continuum with spatially variable stiffness and density. Specialized software is written in order to define an areas which should be removed from structure as “non-rational”. Algorithm of topology optimization use results of finite element analysis for this one. Optimization holds only those elements which necessary for transferring loads. In this way we get a lightweight structure. Density distribution after topology optimization should be interpreted in order to produce a CAD-model. There are two ways for this one. First one, we can simplify a topology optimization result in order to use a conventional manufacturing technology like milling, turning, etc. Second way is usage of modern additive manufacturing technology.

Structural design of typical aircraft bracket is considered in this thesis. Because of “negative” results of experimental tests, intuitive way for defining structural lay-out was erroneous. Topology optimization helped to get a much stiffer structure which successfully passed the experimental tests. Optimized design also had a lower weight than original one.

The reported study was funded by RFBR according to the research project No. 16-31-00365 мол_а.

Разработка надводно-подводного комплекса на базе беспилотного летательного аппарата

Такой вид авиационной техники, как беспилотный летательный аппарат (БПЛА), существует уже достаточно большой период времени. Однако, очень мало проектов БПЛА, которые могли бы приводняться и проводить подводные исследовательские работы, не говоря уже об опытных образцах или серийном выпуске.

На данный момент нами ведется разработка интеллектуального надводно-подводного исследовательского комплекса на базе БПЛА. Данный аппарат будет иметь возможность летать, приводняться, а также спускаться под воду специальную аппаратуру. Таким образом комплекс будет состоять из двух модулей: надводного-приводняющегося носителя (БПЛА), выполненного по схеме квадрокоптера; и подводного—погружаемого модуля, на котором расположены фото-, видеоаппаратура, различные измерительные датчики, устройства для забора проб воды.

Основными особенностями комплекса являются наличие воздушного модуля, повышающего мобильность, и наличие интеллектуальной системы, способной действовать в условиях изменяющейся внешней обстановки и адекватно реагировать на различные внешние факторы.

Надводно-подводный комплекс (НПК) предназначен для проведения следующих видов подводных работ:

- картографирование дна с помощью гидролокационных, оптических, электромагнитных и др. методов;
- мониторинг экологического состояния дна и гидросферы с целью выявления очагов загрязнения и их устранения;
- исследование состояния подводной флоры и фауны в интересах народного хозяйства;
- научные исследования;
- поиск и обнаружение затонувших объектов;
- исследование затопленных и полузатопленных объектов;
- обеспечение спасательных работ при ликвидации последствий стихийных бедствий и различных ЧС, связанных с наводнениями;
- обеспечение работ по прокладке подводных коммуникаций (кабелей, трубопроводов, и т.д.);
- обеспечение подводно-технических работ, связанных с ремонтом различных гидротехнических сооружений.

Development of surface-based complex underwater unmanned aerial vehicle

Belyakov A. Yu., Borodin I. D., Kovalenko K. A.
MAI, Moscow

The unmanned aircrafts were created long time ago. However, the amount of apparatus, which can do different analysis under water, especially with landing on its surface is small, not to mention the serial apparatus of such type.

Now our group is developing an intellectual under-water apparatus, which based on unmanned aerial vehicle (UAV). This object will have ability to fly, come down on water and make under-water analysis. Thus, this complex will consist of two parts:

overwater part – unmanned aircraft and under-water part with cameras, measuring instruments etc.

The main features are overwater part, which increase mobility, and intellectual system, which can work in different types of external conditions.

The underwater part is designed for doing such type of investigation:

- mapping of bottom
- ecologic monitoring
- science investigation of underwater world
- searching of wreck
- etc.

Стендовые исследования ограничителя угла крена вблизи земли

Козяйчев А.Н.

ЦАГИ, г. Жуковский

Одной из важнейших проблем, связанных с безопасностью полета, является касание хвостовой частью и крылом ВПП на взлете и посадке. Эти касания могут принести серьезный экономический ущерб и создавать угрозу безопасности полета.

В системах дистанционного управления (СДУ) современных магистральных самолётов, как правило, присутствует функция ограничения угла крена в полёте. Это ограничение не является жёстким, выполняет, прежде всего, предупредительную функцию и допускает превышение заданных максимальных значений. Однако ограничение угла крена на взлёте и на финальной фазе посадки должно быть жёстким, не допускающим превышения заданного максимального значения. Поэтому для ограничения угла крена на взлётно-посадочных режимах был разработан специальный алгоритм, использующий принцип переключения с управляющего сигнала летчика по крену на сигнал стабилизации заданного максимального угла крена при опасности его превышения.

Целью данной работы являлись стендовые исследования, ранее разработанного, ограничителя угла крена вблизи земли, а также получение летной оценки управляемости самолёта с данным ограничителем.

Стендовые исследования, с участием летчиков-испытателей, ограничителя угла крена вблизи земли проводились на примере среднемагистрального пассажирского самолёта. Модель СДУ самолёта включала весь набор функций дистанционного управления присущих современным магистральным самолётам, нелинейные модели приводов органов управления, также в модели учитывались временные запаздывания как по сигналам обратных связей, так и по сигналам прямого управления.

Входе стендовых исследований выполнялись моделирование взлёта, захода на посадку и ухода на второй круг, а также выполнялось маневрирование по крену на малой высоте. Максимально допустимый угол крена на взлётно-посадочных режимах определяется геометрией самолёта и зависит от высоты полёта.

По результатам стендового моделирования лётчиками было высказано замечание, что характеристики управляемости в поперечном канале изменяются при подключении ограничителя угла крена вблизи земли, но в данном случае

приходится находить компромисс между изменениями характеристик управляемости самолёта по крену вблизи земли и защитой от касания земли консолью крыла. Также в ходе стендовых исследований было показано, что предложенный алгоритм надёжно ограничивает угол крена как при управляющих действиях лётчика, так и при ветровых порывах, предотвращая касание крылом или мотогондолой поверхности ВПП.

Flight simulator researches of bank angle protection at low-altitude algorithm

Kozyaychev A.N.
TsAGI, Zhukovsky

One of the most important flight safety problem is tail strike and wing or engine nacelle strike. These strikes can do severe economic damage and create a threat to flight safety.

New airliner Flight Control System (FCS) has bank limit function in flight. This function in the first instance is warning function and it cannot limit bank angle with precision requirement. However, bank angle limit must be precise at low-altitude (take-off and landing flare). Because bank angle protection at low-altitude was developed for precision bank angle limit. Bank angle protection at low-altitude algorithm switches between side stick roll control signal and set maximum bank angle hold signal if set maximum bank angle may be exceeded.

The objective of this paper was flight simulator research of bank angle protection at low-altitude algorithm had been developed as well as pilot rating airliner controllability with this algorithm.

Flight simulator researches, with the participation of test pilots, the bank angle protection at low-altitude were done on an example medium-range airplane. Airplane FCS model included all fly-by-wire control function inherent in modern airliner, non-linear actuators models of flight controls, also in model time delays both on feedback signals, and on direct control signals were considered.

In the course of flight simulator researches were done take-off, landing approach and go-around modelling and also roll maneuvers at low-altitude were done. Set maximum bank angle on take-off and landing regimes is defined by airliner geometry and depends on radio altitude.

By results of flight simulator researches by pilot remark has been stated that controllability characteristics in lateral channel change at bank angle protection at low-altitude algorithm function but in this case it is necessary to find compromise between changes of airliner roll controllability characteristics at low-altitude and wing strike protection. As during flight simulator researches it has been shown that the offered algorithm safe limits bank angle both at pilot controls, and at gust disturbance, preventing wing or engine nacelle strike.

Эффективные характеристики объёмно-стержневых конструкций

Коледов М.Н.
МАИ, г. Москва

В работе рассматривается проблема создания объёмных стержневых конструкций заполнителя из ПКМ и металлов для трёхслойных конструкций. Оптимизация параметров объёмно-стержневого заполнителя производится из

условия внешних силовых факторов, действующих на выбранный участок конструкции.

Проводится анализ типовой конструкции трёхслойного типа, строится распределение силовых факторов в обшивках и заполнителе и подбирается оптимальное распределение рёбер и их толщина в конкретном месте, определяющее минимальную массу конструкции.

При аддитивной технологии производства объёмно-стержневых конструкций возможно выполнить по оптимизированному размеру каждое ребро конструкции.

Так же в работе проводится сравнение с типовыми заполнителями сотовой конструкции на основе арамидной бумаги и приводятся рекомендации по проектированию агрегатов ЛА из объёмно-стержневых трёхслойных конструкций.

Effective characteristics of volume-beam structures

Koledov M.N.

MAI, Moscow

The paper considers the problem of creating of filler from volumetric rod structures of composites and metals for the three-layer structure. Optimization of filler's parameters made from the condition of external forces acting on the considered part.

The analysis of a typical three-layer structure is constructed, then power distribution factors in the skin and filler are determined and then the optimal distribution of the ribs and their thickness at a particular location is selected, which determines the minimum weight design.

When the additive technology is used volume-rod structures the size of each structure may perform according to optimum value.

Also this article compares volume-rod structures with standard honeycomb fillers on the basis of aramid paper and provides guidance on the design of aircraft units of volume-rod structures for three-layer structure.

Модернизация навигационного комплекса самолета для задач пилотирования в системе точной зональной навигации в европейском регионе

Маркелов В.В., Гурьянов А.В., Шукалов А.В., Жаринов О.О., Костишин М.О.
ОКБ «Электроавтоматика», ИТМО, ГУАП, г. Санкт-Петербург

Целью данной работы являлось модернизация навигационного комплекса самолета для задач пилотирования в системе точной зональной навигации в европейском регионе. Модернизация самолета для использования в составе пилотажных групп, повлекла за собой появление ряда новых требований, которым должен соответствовать пилотажно-навигационный комплекс самолета. Данные требования обусловлены необходимостью осуществления полетов в международном воздушном пространстве, прежде всего, при перебазировании пилотажных групп.

В числе основных требований обеспечения допуска самолета к полетам в системе точной зональной навигации в европейском регионе является реализация выполнения функций, предъявляемых к бортовому оборудованию

воздушного судна, допускаемому к выполнению полетов в воздушном пространстве, установленных стандартами и рекомендациям международной организацией гражданской авиации ICAO (International Civil Aviation Organization). Концепция требуемых навигационных характеристик RNP (Required Navigation Performance) определяется руководством по навигации, основанной на характеристиках ICAO Doc 9613 и включает в себя формализацию требований к навигационным характеристикам, которым должно удовлетворять воздушное судно в пределах некоторого района воздушного пространства в течение как минимум 95 % времени полета. RNP в целом определяется как уровень точности навигации, требуемый для поддержания воздушного судна в рамках заданного воздушного пространства

Оформление допуска в воздушное пространство регламентируется руководством по эксплуатационному утверждению навигации, основанной на характеристиках ICAO Doc 9997. Для выполнения указанных требований, предъявляемых спецификацией RNP-1 (Required Navigation Performance), в целях получения допуска самолета к полетам в системе точной зональной навигации в европейском регионе в воздушном пространстве, осуществлена оценка характеристик бортового комплекса самолета и предложен ряд доработок его программно-математического обеспечения.

Проведенная оценка характеристик бортового комплекса самолета, предназначенного для использования в составе пилотажных групп, а также ряд обозначенных доработок его программно-математического обеспечения, обеспечивают выполнение требований, предъявляемых спецификацией RNP-1. Решение данной задачи целесообразно использовано в целях получения допуска самолета к полетам в системе точной зональной навигации в европейском регионе в воздушном пространстве RNP-1. Результаты исследования могут быть использованы разработчиками бортовых навигационных комплексов и систем.

The research of management methods for the aircraft piloting tasks in the exact area navigation system of the European region

Markelov V.V., Gurjanov A.V., Shukalov A.V., Zharinov O.O., Kostishin M.O.
EDB “Electroavtomatika”, ITMO, SUAI, Saint Petersburg

The purpose of this research is to find out the management methods for solving of the aircraft piloting tasks in the exact area navigation system of the European region. When the aircraft was modernized to be used as a part of aerobatics teams, some new requirements appeared which any aircraft pilot navigation instruments should meet. Those requirements can be explained with the necessity to make flights in the international airspace first and foremost for aerobatics team base relocation.

The primary requirements to obtain the permission to make flights in the exact area navigation system of the European region include the implementation of several functions which must be installed on the aircraft airborne equipment to gain permission to make flights in the airspace according to the standards and recommendations of the international organization ICAO (International Civil Aviation Organization). The conception of the requirements RNP (Required Navigation Performance) is defined with the navigation manual based on the characteristics of the document ICAO Doc 9613 and includes the list of the navigation characteristics

requirements which an aircraft must comply with within a particular area of the airspace during at least 95 % of the flight time. Generally the RNP requirements are the navigation accuracy level which is necessary to maintain the aircraft within the assigned airspace.

The permission to make flights in the airspace is issued according to the navigation exploitation affirmation manual which is based on the characteristics of the document ICAO Doc 9997. To fulfill those requirements which are described in the certification RNP-1 (Required Navigation Performance) to gain the aircraft permission to make flights in the exact area navigation system of the European region airspace, an assessment of the aircraft airborne equipment characteristics has been carried out and some retrofits of the aircraft mathematical software have been proposed.

The carried out assessment of the airborne equipment characteristics on the aerobatics team aircraft and the proposed mathematical software retrofits ensures the implementation of the requirements specified in the certification RNP-1. The solution to this problem can be logically used to gain the permission for the aircraft to make flights in the exact area navigation system of the European region airspace RNP-1. The research results are obtained from the experimental development and the internal navigation system developers may use them in their job.

Математическое моделирование копровых испытаний шасси вертолета

Кручинин М.М., Кузьмин Д.А.

МВЗ им. М.И. Миля, г. Москва

Копровые испытания – необходимая часть работ по проектированию и сертификации вертолета, однако, трудозатраты на проведение таких испытаний достаточно велики, а сами испытания – небезопасны. Поэтому построение математической модели испытаний на сброс шасси вертолета является актуальной задачей.

Копровые испытания представляют собой испытания на сброс с определенной высоты опоры шасси летательного аппарата с присоединённой к ней редуцированной массой, выбранной по Нормам прочности.

В работе рассмотрено математическое моделирование копровых испытаний основной и передней стоек шасси вертолета Ми-38 с использованием программных пакетов LMS.Amesim.Imagine.Lab и LMS.Virtual.Lab. Описаны методика и этапы построения математических моделей амортизаторов передней и основной опор шасси в данных пакетах и результаты численного эксперимента. Синтез математических моделей амортизаторов, как комбинация работы пневматической, гидравлической и механической систем, проведен в пакете LMS.Amesim.Imagine.Lab. Проверка достоверности моделей амортизаторов выполнена путем сравнения полученной диаграммы обжатия с данными завода-изготовителя. Построение модели механической части опор шасси и математическое моделирование контакта пневматиков с поверхностью реализовано в пакете LMSVirtualLab.

Моделирование копровых испытаний опор шасси проведено посредством совместного расчета в пакетах LMS.Virtual.Lab и LMS.Amesim.Imagine.Lab. Результаты моделирования сопоставлены с экспериментальными данными натурных испытаний завода-изготовителя. Для подтверждения достоверности моделей использовались диаграммы поглощения эксплуатационной работы,

представляющие собой зависимость усилия в точке контакта пневматика от вертикального перемещения центра тяжести сбрасываемого груза при различных условиях испытаний.

Сравнение расчета с экспериментальными данными показало возможность применения данного метода для предварительного анализа допустимых нагрузок при проведении испытаний на сброс, что обеспечивает значительное сокращение объема копровых испытаний.

Показаны возможности дальнейшего развития разработанной методики для моделирования посадки вертолета в различных условиях, регламентируемых нормами прочности.

Mathematical modeling of drop tests of helicopter chassis

Kruchinin M.M., Kuzmin D.A.

Mil Moscow Helicopter Plant, Moscow

Drop tests – a necessary part of the design and certification of the helicopter, however, the effort to carry out these tests are large enough, and the tests themselves – are not safe. Therefore, construction of a mathematical model tests on the chassis of the helicopter relief is an urgent task.

Drop tests are tests for discharge from a certain height of the aircraft landing gear is attached to it with the reduced weight, selected according to the norms of safety.

The paper considers mathematical modeling of drop testing the main and front landing gear struts of the Mi-38 helicopter with software packages LMS.Amesim.Imagine.Lab and LMS.Virtual.Lab. We describe the methodology and stages of construction of mathematical models of shock absorbers front and main landing gear in the data packets and the results of the numerical experiment. The synthesis of mathematical models of shock, as a combination of the work of pneumatic, hydraulic and mechanical systems, held in LMS.Amesim.Imagine.Lab package. Validation of models of shock absorbers made by comparing the received data compression diagram of the manufacturer. Building a model of the landing gear mechanical and mathematical modeling of contact with the surface of pneumatics implemented in LMS Virtual Lab package.

Modeling drop tests of landing gear carried by sharing calculation in packages LMS.Virtual.Lab and LMS.Amesim.Imagine.Lab. The simulation results are compared with experimental data of field tests by the manufacturer. To confirm the reliability of the models used in the absorption of operational work diagram representing the dependence of force at the point of contact on pneumatic vertical movement of the center of gravity discharged cargo at various test conditions.

Comparison of the calculated and experimental data showed the possibility of using this method for the preliminary analysis of the permissible loads in the tests for discharge, which provides a significant reduction in the volume of drop tests.

The possibilities of further development of the developed method for simulation of a helicopter landing in various conditions regulated by the rules of safety.

Формирование контура воздушного торможения истребителя-бомбардировщика в рамках существующего облика

Лазарева Д.З., Чернышев А.В.

МАИ, г. Москва

Отсутствие воздушных тормозов на истребителе-бомбардировщике 4-го поколения негативно сказывается на выполнении режимов полета, где требуется управление скоростью. Формирование контура воздушного торможения возможно при использовании существующих аэродинамических поверхностей.

В качестве объекта исследования выбран самолет нормальной аэродинамической схемы с дополнительным передним горизонтальным оперением (ПГО).

В качестве тормозных поверхностей можно было бы рассмотреть флапероны, рули направления и ПГО. Но флапероны используются для управления летательным аппаратом, отклонение рулей направления осуществляется механической проводкой, а также рули ограничены по прочности, поэтому целесообразно использовать ПГО, которое, к тому же, имеет наибольшие углы отклонения.

Для обеспечения большего коэффициента лобового сопротивления будем изменять закон отклонения ПГО. Исходный закон отклонения проектировался из расчета обеспечения продольной устойчивости самолета. Поэтому первым вариантом изменения закона отклонения будет эквидистантное смещение закона с первоначальным учетом прочностных ограничений. Вторым изменением было выбрано отклонение ПГО на полный ход независимо от углов атаки.

Для оценки эффективности методов сравниваются приращения коэффициентов лобового сопротивления, момента тангажа и подъемной силы при отклонении ПГО по предложенным законам.

При отклонении ПГО возникает момент на пикирование. Для компенсации возникающего момента требуется создание дополнительного момента на кабрирование. Такая компенсация может быть выполнена отклонением стабилизатора. Совместная работа ПГО и стабилизатора дает следующие максимальные значения лобового сопротивления: 0,03 при первом варианте закона, 0,045 – при втором. Совместная работа ПГО и ГО приводит к потере подъемной силы. Увеличение подъемной силы может быть осуществлено при дополнительном отклонении флаперонов или дополнительным увеличением угла атаки. Использование флаперонов не обеспечивает полную компенсацию, поскольку при управлении, СДУ реализует синфазное отклонение флаперонов на углы не более 7°, а отклонение на максимальные углы реализуются только во взлетно-посадочной конфигурации. Дополнительное использование флаперонов не представляется возможным также из-за недостаточного быстродействия приводов.

Formation of circuit air braking fighter-bomber as part of an existing image

Lazareva D.Z., Chernyshev A.V.

MAI, Moscow

Lack of air brakes on a fighter-bomber of the 4th generation of a negative impact on the performance of the flight modes, which require speed control. Forming air braking circuit is possible using existing airfoils.

As the object of study selected plane normal aerodynamic scheme with additional canards (PGO).

As the braking surfaces could be considered flaperons, rudders and canards. But flaperons are used to control the aircraft, the deflection rudders made mechanical

wiring and rudders are limited in strength, so it is advisable to use PGO, which, moreover, has the greatest deflection angles.

To ensure greater coefficient of drag we will change the law deviation PGO. The original law was designed deviations from the calculation to ensure the longitudinal stability of the aircraft. Therefore, the first embodiment of the law will change the deviation equidistant displacement law with an initial view of the strength limitations. The second change in the deviation of CHR was chosen to complete the course, regardless of the angle of attack.

To assess the effectiveness of the methods are compared increment of drag coefficient, pitching moment and lift rejecting PGO on proposed laws.

In the event there is a time CHR to dive. To compensate for the arising torque is required to create an additional moment to pitch. Such compensation can be performed stabilizer deviation. Collaboration PGO and stabilizer gives the following maximum values of drag: 0.03 in the first version of the law, 0,045 - in the second. Collaboration PGO and GO leads to a loss of lift. The increase in lifting force can be carried out with the additional deviation or flaperons additional increase in the angle of attack. Using flaperons does not provide full compensation, since the management of the CDS implements common-mode rejection flaperons at angles less than 7° , and the deviation in the maximum angles are realized only in the landing configuration. Additional use flaperons also not possible because of insufficient speed drives.

Using the CHR as the body of the air brake increments $\Delta C_x = 0,03... 0,045$, which is enough effective. This method of braking can be considered for further development.

Динамически подобная аэродинамическая модель на трехстепенном шарнире для исследования динамики полета на больших углах атаки

Акимов Н.Б., Григорьев И.В., Громьшсков А.Д., Копылов А.А.,
Левицкий А.В., Руденко Д.С., Юстус А.О.
ЦАГИ, г. Жуковский

К современным самолетам предъявляются высокие требования по устойчивости и управляемости на больших углах атаки. Такие режимы полета самолета близки к предельным, для них характерно снижение характеристик устойчивости и управляемости, из-за срывов потока на планере

При исследовании динамики полета на больших углах атаки возникают нелинейные задачи динамического воздействия отрывного обтекания модели с ее неустановившимся движением. Для решения данных проблем предлагается проводить исследования в АДТ на динамически подобных дистанционно управляемых моделях с использованием шарнира с несколькими угловыми степенями свободы. При таком закреплении можно не только исследовать динамику возмущенного движения на больших углах атаки, но и при оснащении модели адекватной системой управления непосредственно отрабатывать алгоритмы и программы управления по предотвращению сваливания самолета, подавление вредных автоколебаний в продольном и боковом канале.

Точность эксперимента возрастает с увеличением масштаба модели. В этой связи рассматриваемая модель имеет достаточно большие размеры: размах крыла – 2385 мм, длина фюзеляжа – 2880 мм. Масса модели составляет 230 кг.

Модель устанавливается на трехстепенной шарнир, расположенный в рабочей части трубы, который обеспечивает свободное вращение модели вокруг трех осей. Для управления моделью во время испытаний, оператор отклоняет рулевые поверхности модели при помощи системы дистанционного управления.

Модель спроектирована в масштабе М 1:5 с учетом соблюдения аэродинамического подобия моделируемому самолету. Для этого значения моментов инерции модели не отличаются больше чем на 5% от самолетных с учетом масштабного фактора, центр масс модели совмещается с центром вращения шарнира и соответствует положению центра масс натурального самолета. Отклонение рулевых поверхностей осуществляется сервоприводами. Рулевые поверхности соединены с сервоприводами посредством трансмиссии.

Dynamically similar large-scale model for bench with three-degree-of-freedom hinge to wind tunnel T-104

Akimov N.B., Grigoriev I.V., Gromishkov A.D., Kopylov A.A., Levitsky A.V.,
Rudenko D.S., Ustus A.A.
TsAGI, Zhukovsky

Modern airplanes are made high requirements about stability and control behavior on high angles of attack. Such regimes of flight of the airplane close to limiting behavior and consequently appear of flow separation on airframe and as a result stability and control behavior penalty.

During researching of flight dynamics of the airplanes on high angles appear non-linear tasks of dynamic action because of flow separation. To solve such type of problems is proposed to use of dynamically similar and remote-controlled of models with several degree-of-freedom hinge. Using of hinge and adequate remote control system allows also to carry out algorithms processing and control programs processing which prevent stalling of the airplane and suppress self-oscillation in longitudinal and lateral channels.

Scale increasing brings about increasing of accuracy of the experiment. So model have sufficiently large sizes: wing span – 2385 mm., length of fuselage – 2880 mm. Mass of model – 230 kg.

Model is mounted on three-degree-of-freedom hinge. Hinge provide rotation of model around three axis on certain angles and is placed inside of test section of wind tunnel. By the use of remote control system operator applies control surfaces in order to control model during the tests.

Model is designed in accordance to aerodynamic and dynamic similarities to real airplane. Scale of model М 1:5. For this

Accuracy of moment of inertia values relative to the tree axis under or equal 5%. Centre of mass of model coincides with rotation center of hinge. Servo applies control surfaces. Transmission integrates control surfaces with servos.

Способ определения управляющего сигнала по углу крена модели ГЛА, необходимого для контроля аэродинамической идентичности чисел Рейнольдса на траектории полета модели при тех же углах атаки по числам Маха, что и для натурального изделия

Ловицкий Л.Л., Садртдинов В.Д.
ЛИИ им. М.М. Громова, г. Жуковский

Одной из важных задач при проведении лётных испытаний (ЛИ) моделей гиперзвукового летательного аппарата (ГЛА), снижающегося с большой скоростью в атмосфере, является выполнение критериев подобия модели и основного изделия, что необходимо для уточнения аэродинамических характеристик, полученных в результате продувок в аэродинамических трубах. Один из важных критериев – соблюдение равенства чисел Рейнольдса в зависимости от чисел M при заданном угле атаки. Ставится задача выбрать программу изменения угла крена модели, при реализации которой получим минимальное отклонение чисел Рейнольдса в зависимости от числа M для траекторий модели и основного изделия.

Нарушение критерия подобия может быть причиной отклонений характеристик, полученных при обработке результатов лётных экспериментов, от их расчётных значений. Этот факт свидетельствует о важности поставленной работы.

При уменьшении размера модели для достижения равенства чисел Рейнольдса необходимо снижать её в более плотные слои атмосферы с целью получения большего значения плотности атмосферы. Разумеется, это приведёт к увеличению скоростного напора, перегрузки и температуры на поверхности модели.

Можно использовать общепринятые подходы к решению подобных задач путём минимизации квадратичного функционала. Такой подход не совсем пригоден для определения угла крена в реальном масштабе времени при проведении лётных испытаний. Поэтому, с учётом особенностей траектории снижения, рассматривается другое решение.

В основу алгоритма положена зависимость угла крена от числа Рейнольдса и скорости изменения траекторного угла. Принимая во внимание малую продолжительность полёта, следует в первую очередь воспользоваться зависимостью траекторного угла от угла крена. При таком подходе выбирается не траектория, которая проходит через заранее выбранные точки, а находится требуемое расчётное значение угла крена, необходимое для реализации траектории модели, при полёте по которой выполняется условие равенства чисел Рейнольдса модели и натурного изделия.

При использовании предложенного алгоритма отклонения по числам Рейнольдса не превышают 10% на всей траектории. Такой алгоритм может быть использован при обработке в реальном масштабе времени результатов ЛИ.

The HVA-model roll angle control signal definition method for Reynolds number aerodynamic identity checking on HVA-model flight trajectory at angle of attack and Mach number which similar the HVA

Lovickiy L.L., Sadrtidinov V.D.
Flight Research Institute, Zhukovsky

The important problem for high-speed atmosphere descend HVA model flight testing is HVA-model and HVA likeness criteria execution for aerodynamic characteristic verification elaborated with wind tunnel aerodynamic experiment. One of important criteria is Reynolds number identity justification depending on Mach numbers with given angle of attack. Reynolds number likeness is defied by inertia and

viscosity force ratio. The problem to be solved is choosing HVA-model roll angle program. Under the program realization HVA and HVA-model Reynolds number minimal deviations depending HVA and HVA-model trajectory Mach number.

Generally it is impossible to verify Reynolds number criterion and putting HVA-model at given landing point simultaneously. The Reynolds number criterion violation may be cause of aerodynamic characteristic deviation detected after comparing flight testing data and wind tunnel aerodynamic experiment data. The fact justifies solving the problem importance.

Under HVA-model size reduction for of HVA-model and HVA Reynolds number identity it is necessary to putting the HVA-model in lower atmosphere layers for purpose of getting higher atmosphere density at HVA-model flight. This will be cause of a dynamic pressure increase, and g-loading increase and also heating increase under which HVA-model surface to be suffered.

In general for solving the problem is used square - functional minimization. This method is not fit for defining roll angle which is needed for getting minimal Reynolds number errors under condition of its definition at each time moment on each trajectory point. Because it, it is took in consideration other solving the problem which allow for decent trajectory features.

The algorithm of HVA-model speed-roll angle definition at which putting HVA-model on the trajectory with HVA-model and HVA Reynolds number identity is verified is suggested.

The algorithm is based on dependence of roll angle on Reynolds numbers and speed of trajectory angle variation on time.

Under consideration flight short duration which is much lesser own vibration period it is necessary to use dependence of trajectory angle on roll angle. At the method it is not needed to choose trajectory which drawn through given points, but in result execution of measurements and calculation needed calculating roll angle needed is performed. The roll angle value is used for HVA-model flight on trajectory with HVA-model and HVA Reynolds number identity.

Using the algorithm suggested HVA-model and HVA Reynolds number deviations are less than 10% on full HVA-model trajectory length. The algorithm may be suggested for flight testing data elaboration in real-time scale

Формирование облика грузового самолёта на основе модифицированного уравнения существования самолёта

Комаров В.А., Лукьянов О.Е.
Самарский университет, г. Самара

Целью работы является отработка методики выбора рациональных геометрических параметров грузового самолёта на основе модифицированного уравнения существования самолёта с привлечением высокоточных математических моделей.

Предлагаемая методика основывается на многодисциплинарном подходе, позволяющем проводить подбор оптимального сочетания основных геометрических параметров компоновки самолёта с учётом весовой и аэродинамической эффективности.

В качестве свёртки критериев весовой и аэродинамической эффективности используется взлётная масса самолёта, рассчитываемая на основе уравнения существования самолёта.

В рамках принятой методики полагается, что величина массы конструкции фюзеляжа в основном зависит от массы перевозимых грузов, а также от формы, конфигурации и размеров грузовой кабины. Таким образом, задача оптимизации облика самолёта сводится к выбору рационального сочетания геометрических характеристик его несущей системы. Согласно рассматриваемой методике, масса фюзеляжа выступает в абсолютном виде и записывается в уравнение существования самолёта в числитель. В работе рассматривается способ оценки массы грузовых кабин транспортных самолётов на основе прототипа с учётом изменения величины максимальной полезной нагрузки.

Величина относительной массы крыла, входящая в целевую функцию, рассчитывается с помощью нового безразмерного критерия – коэффициента силового фактора S_k . Рациональное распределение материала внутри крыла получено с помощью алгоритма топологической оптимизации, базирующегося на модели тела переменной плотности. Оценка аэродинамического качества и расчёт циркуляции по крылу проведены с применением методов вычислительной аэродинамики.

Приведена демонстрационная задача определения наиболее выгодного сочетания геометрических характеристик (удлинения λ и сужения η) крыла грузового самолёта.

Formation of the Freight Carrier Shape on the Basis of the Modified Equation of Plane Existence

Komarov V.A., Lukyanov O.E.
Samara University, Samara

The aim of the work is to develop methods of choice of rational geometrical parameters of the freight carrier on the basis of the modified equation of plane existence with the involvement of high-precision mathematical models.

The proposed method is based on a multidisciplinary approach which allows the selection of the optimal combination of basic geometric plane layout options, taking into account the weight and aerodynamic efficiency.

As a convolution of criteria of weight and aerodynamic efficiency, takeoff gross weight of the aircraft is used, which is calculated on the basis of the equation of plane existence.

The given methodology offers that the mass value of the construction of the fuselage mainly depends on the weight of the freight transported, as well as on the shape, configuration and size of the cargo compartment. Thus, the problem of optimizing the shape of the aircraft is reduced to the choice of a rational combination of the geometric characteristics of its carrier system. According to the methodology, the mass of the fuselage acts in absolute form and is recorded in the numerator in the equation of the plane. In this paper the method of estimating the mass of the freight transport aircraft cabins is considered on a prototype basis, taking into account changes in the value of the maximum payload.

The value of the relative weight of the wing, as a part of the objective function, is calculated using the new dimensionless criterion – the coefficient of the force factor

C_k . Efficient distribution of the material inside the wing was obtained by topology optimization algorithm based on the model of the body of variable density. Estimation of aerodynamic quality and the calculation of circulation on the wing were carried out using methods of computational aerodynamics.

The authors show the demo task of determining the most advantageous combination of geometric characteristics (aspect ratio λ and taper ratio η) of the wing of freight carrier.

Обзор методов обнаружения и разрешения конфликтов в воздушном пространстве

Людмир А.В.
МАИ, г. Москва

Воздушный транспорт является одним из важнейших и динамично развивающихся элементов транспортной системы во всем мире. По предварительным данным ГосНИИ ГА и Евроконтроля в 2013 году пассажирооборот воздушного транспорта более чем в два раза превысил пассажирооборот железнодорожного транспорта и продолжает динамично расти. С увеличением загруженности воздушного пространства проблема предотвращения конфликтов в воздухе становится всё более актуальной.

Столкновение воздушных судов в воздухе классифицируется как катастрофическое происшествие и в соответствии с нормативной документацией величина вероятности для него не должна превышать уровня $P=10^{-9}$ за один час полета. Таким образом, необходимо применение максимально эффективных методов и алгоритмов для обнаружения потенциально конфликтных ситуаций и предотвращения столкновений.

Существует два принципиально разных подхода к разрешению конфликтов в воздухе: централизованное разрешение конфликтов, реализуемое диспетчером, и децентрализованное, при котором ответственность за конфликты возлагается на экипажи воздушных судов.

На протяжении нескольких десятилетий в мире обязательна к установке бортовая система предотвращения столкновений TCAS, которая фактически является средством децентрализованного разрешения конфликтов, но применяется только в случае ошибки диспетчера или навигационной системы самолета. В настоящее время активно внедряется система автоматического зависимого наблюдения (АЗН), обеспечивающая различные классы пользователей более полной информацией и позволяющей значительно шире применять децентрализованное разрешение конфликтов. Наиболее интересными методами, пригодными для использования в децентрализованном разрешении конфликтов являются геометрический метод, метод потенциальных полей, метод полуопределенного программирования, а также модификации метода динамического программирования, вариации стохастических методов и метаэвристических алгоритмов.

Air traffic collision avoidance methods review

Liudomir A.V.
MAI, Moscow

Air traffic is one of most important transport types and it is rapidly developing all over the world. One of its main advantages is high speed of transporting passengers and cargo. Primary research data of GosNIIGA and Eurocontrol show that in 2013 amount of air traffic passengers twice exceeded the amount of railway traffic passengers. Load increasing for air traffic induces us to pay more attention to airspace conflict avoidance problem.

Air traffic collision is classified as a catastrophic event and according to official documents its probability level should not exceed level $P=10^{-9}$ per one flight hour. Therefore the methods used for potential airspace conflict detection and resolution should have maximum efficiency level.

Two opposite approaches exist for solving the problem of midair collisions: central conflict management provided by air traffic controller and so called decentralized conflict resolution which devolves the responsibility on board. Due to high responsibility level and airspace density onboard conflict resolution is practically never used and the only certified system capable of resolving conflicts is TCAS, which is demanded to be installed on every big (more than 15 passengers or above certain mass) civil aircraft. But it only starts to resolve a conflict if there was air traffic controller or aircraft navigation system mistake and TCAS is the last option to prevent a collision. Currently there is a new fast developing technology of automatic depending surveillance (ADS) which provides more actual and full information for different kinds of airspace users. Therefore we become an ability to use decentralized conflict management wider and more safe and efficient. Most interesting methods possibly usable for this purpose are geometric method, potential field method, the method of uncertain programming, modifications of dynamic programming method, variations of some stochastic and metaheuristic methods.

Возможности моделирования аэродинамики особых режимов работы несущей системы конвертоплана на базе нелинейной лопастной вихревой модели

Игнаткин Ю.М., Макеев П.В., Шомов А.И.
МАИ, г. Москва

Конвертоплан на сегодняшний день является реализацией одной из перспективных концепций скоростного винтокрылого летательного аппарата (ВКЛА) вертикального взлета и посадки, способного достигать скоростей полета свыше 500 км/ч. Поворотные винты конвертоплана представляют собой компромисс между несущим винтом вертолета и воздушным винтом самолета.

Создание конвертоплана требует решения множества научно-исследовательских задач связанных с определением аэродинамических характеристик его винтов на различных режимах, в том числе на особых, таких как поворот винтов, режим «вихревого кольца», авторотации, висение вблизи поверхности, полет с малыми скоростями со скольжением и др.

Экспериментальные исследования аэродинамических характеристик винтов конвертоплана с применением сложных полунатурных моделей и стендов в аэродинамических трубах связаны с большими материальными затратами и техническими проблемами. Численное моделирование методами CFD (computational fluid dynamics) все еще остается слишком сложным и ресурсоемким для решения большого количества практических прикладных

задач. Применение линейных вихревых и дисковых моделей не отражает в достаточной мере реальные процессы формирования нелинейного вихревого следа, а также аэродинамическую интерференцию винтов.

На кафедре «Проектирование вертолетов» МАИ разработана нелинейная лопастная вихревая модель винта вертолета с учетом диффузии вихрей, позволяющая рассчитывать аэродинамические характеристики как одиночных винтов, так и их комбинаций с учетом интерференции на различных режимах работы, в том числе в случаях, когда вихревой след существенно нелинеен. Созданный на базе модели программный комплекс (ПК) позволяет с применением современных персональных компьютеров за приемлемое время моделировать прикладные задачи аэродинамики винтов и предоставляет широкие возможности для графической визуализации изучаемых процессов и анализа полученных данных.

На базе ПК проведено моделирование отдельных режимов работы винтов конвертоплана, в том числе на особых режимах. Рассмотрены режимы висения, висения вблизи поверхности, висения с боковым веером, авторотации, вихревого кольца. Рассмотренные примеры показывают перспективность и широкие возможности разработанной модели в задачах моделирования и исследования аэродинамики несущей системы конвертоплана.

Possibilities of aerodynamic modelling for special working regimes of convertiplane's rotors on the base of non-linear blade vortex model

Ignatkin Y.M., Makeev P.V., Shomov A.I.
MAI, Moscow

Convertplane (tiltrotor) nowadays becomes realization of one of perspective conceptions of high-speed rotary-wing aircraft of vertical takeoff and landing, able to reach flight speeds more than 500 km/h. Tilt rotors of convertiplane are tradeoff in helicopter main rotor and plane propeller.

Convertplane modelling involves scientific problem-solving connected with determination of aerodynamic characteristics of its rotors on various regimes, including special regimes, such as rotors' tilt, vortex ring regime, autorotation, hovering near the surface, sliding low-speed flight etc.

Experiments with aerodynamic characteristics of convertiplane using complex iron bird tests in aerodynamic tunnel lead to heavy expenses and technological problems. Computational modelling with CFD methods so far remains too complicated and resource-consuming for practical applied problem-solving. Using of linear vortex and disk models does not sufficiently reflect real processes of non-linear vortex wake forming and aerodynamic interference of rotors.

Helicopter Design Department of MAI has constructed non-linear blade vortex model of helicopter with taking into account vortex diffusion. It gives possibility to calculate aerodynamic characteristics for both single rotors and their combinations with consideration of interference of various working regimes, including cases when vortex wake is significantly non-linear. Software package designed on model base, gives possibility to model applied tasks of rotors' aerodynamics using modern personal computers in realistic periods of time and provides massive opportunities for graphic visualization of researched processes and analysis of data obtained.

Software package has been used to simulate some of the modes of convertiplane's rotors, including special regimes. There have been considered hovering, hovering near the surface, hovering with a crosswind, autorotation, vortex ring state mode. These cases demonstrate perspectives and high abilities of created model in tasks of modelling and aerodynamic researches of convertiplane rotors.

Посадка самолёта по информации спутниковой навигационной системы
Маркелов В.В., Гурьянов А.В., Шукалов А.В., Жаринов И.О., Костишин М.О.
ОКБ «Электроавтоматика», ИТМО, г. Санкт-Петербург

Рассматривается реализация режима посадки по информации спутниковой навигационной системы (СНС), интегрированной с бортовой инерциальной навигационной системой, при отсутствии или недостоверности сигналов посадочных радиосистем.

Особенностью режима Посадка по СНС является имитация в полном объёме сигналов посадочных радиосистем, в частности, определение расчётных разностей глубины модуляции (РГМ) виртуальных курсового и глиссидного радиомаяков, заданной координатами порогов и выбранной для посадки, взлётно-посадочной полосы (ВПП).

Используемый подход позволяет сохранить принятую логику и принципы индикации, реализуемые в штатном посадочном режиме, а также обеспечить плавность отключения режима посадки по СНС при появлении достоверных сигналов посадочных радиосистем.

Формирование расчётных значений РГМ виртуального курсового и глиссидного радиомаяков, выводимых на индикацию в виде курсо-глиссидных планок, и используемых для формирования как директорных сигналов, так и сигналов, передаваемых в автоматизированную систему управления, осуществляется в зависимости от рассчитанных значений отклонения от курса и заданной глиссиды выбранной ВПП.

При этом для расчёта используются корректированные по СНС координаты местоположения самолёта относительно ВПП и относительная барометрическая высота.

Использование режима посадки по СНС ограничивается жёстким параметрическим контролем измеряемых и вычисляемых параметров.

Приведены результаты отработки режима посадки по СНС в экспериментальном полёте, включающие в себя сравнение расчётных значений РГМ по курсовому и глиссидному каналам, определённых в режиме посадки по СНС, и значений, полученных непосредственно с использованием радиотехнических средств посадки.

Оценены предварительные точностные характеристики режима посадки по СНС и представлены рекомендации к выполнению данного режима, позволяющие осуществлять заход на посадку по первой категории.

The aircraft landing mode research according to the data received from the satellite internal navigation system

Markelov V.V., Gurjanov A.V., Shukalov A.V., Zharinov I.O., Kostishin M.O.
EDB "Electroavtomatika", ITMO, Saint Petersburg

The landing mode implementation according to the information received from the satellite navigation system integrated with the inertial navigation system on board is being studied when the radio landing system signal is incorrect or absent.

The specific point in the satellite navigation system landing mode is to ensure the full imitation of the radio landing system signals particularly to calculate the difference in depth of modulation of the virtual localizer and glide slope beacon assigned with the threshold coordinates and the runway selected for landing.

This approach allows to preserve the accepted logic and the way of indication which is implemented in the normal landing mode and also it enables to switch off the satellite navigation system landing mode smoothly when the correct radio landing signals are appeared.

The formation of the calculated values of the difference in depth of the virtual localizer and glide slope beacon modulations which are to be indicated as a localizer-glide slope bar that can be used to create director signals and also signals which are transmitted to the automatic control system must be done according to the calculated values of deviation from the course and the assigned glide path of the selected runway.

To calculate those values of the aircraft position coordinates corrected with the satellite navigation system according to the runway position and the relative barometric altitude must be used.

The satellite navigation system landing mode implementation is restricted to the strict parametric control of the measuring and calculating parameters.

The results of the implemented satellite navigation system landing mode during an experimental flight are designated. They include the comparison between the calculated modulation depth difference values according to the localizer and glide slope channels defined in the satellite navigation system landing mode and the values defined directly from the radio landing aids implementations.

The preliminary exact characteristics of the satellite navigation system landing mode have been evaluated and the recommendations for the mode implementation which enable to execute the first-grade landing have been given.

Боковые колебания самолета с законцовками крыла типа «at winglet»

Ильясов М.Х., Меликов Э.Т.

НАА, г. Баку

В статье исследована боковая колебательная устойчивость самолета с крылом с законцовками типа AT winglets. Полные аэродинамические силы и моменты, созданные законцовками, соответствуют установившемуся горизонтальному полету.

Определены коэффициенты моментов крена и рыскания, а также их производные по углу скольжения для самолета с крылом с законцовками.

Тогда производные моментов крена и рыскания в случае крыла с законцовками AT winglets запишутся в виде $\dot{m}_x^\beta = m_x^\beta - \dot{m}_{xz}^\beta$, $\dot{m}_y^\beta = m_y^\beta - \dot{m}_{yz}^\beta$.

Здесь первые слагаемые в правой части равенств соответствуют крылу без законцовок. Заменой этими величинами соответствующих величин для самолета с крылом без законцовок, получено дифференциальное уравнение бокового колебания самолета по углу скольжения. Записано общее решение этого уравнения.

Показано, что в случае установившегося бокового колебания наличие законцовок крыла приводит к увеличению частоты колебаний и коэффициента затухания амплитуды по сравнению с крылом без законцовок.

Даже в случае, если самолет с крылом без законцовок нейтрален к боковой устойчивости $m_x^\beta = m_y^\beta = 0$, за счет законцовок крыла самолет совершает боковые устойчивые колебания с частотой, определяемый производными моментов крена и рыскания, созданные законцовками.

Рассмотрены переднее и заднее расположения центров давлений законцовок относительно координатной плоскости, проходящей через поперечной и нормальной осей.

Топливная эффективность ДМС на криогенном топливе с распределённой силовой установкой

Бузулук В.И., Васильев Р.П., Гуревич Б.И., Михалёв С.М., Титоренко Л.П.
ЦАГИ, г. Жуковский

Объектом исследования является дальний магистральный самолет на криогенном топливе.

Цель работы: формирование облика и оценка характеристик, в том числе топливной эффективности, дальнего магистрального самолета (ДМС) с распределенной силовой установкой (РСУ) на водородном топливе.

Метод исследования основан на анализе отечественного и мирового опыта по внедрению криогенной авиационной техники и поиске рациональных конфигураций и типов магистральных самолетов на криогенном топливе. Проведено сравнение геометрических, весовых, аэродинамических и летно-технических характеристик ДМС на водородном и керосиновом топливе, основанное как на инженерных расчетах с использованием разработанного в ЦАГИ программного комплекса, так и на программах моделирования САПР и расчета динамики жидкости (AnsysCFX).

Рассматриваемый ДМС – низкоплан с Т-образным оперением. Распределенная силовая установка представляет собой два перспективных ТРД и винтовой движитель, установленный в хвостовой части фюзеляжа, частично компенсирующий увеличенное аэродинамическое сопротивление фюзеляжа водородного самолета. В качестве хвостового движителя выбран соосный винт, обеспечивающий наилучшие показатели в крейсерском полете.

Предварительные расчеты варианта, когда маршевые двигатели расположены по бокам хвостовой части фюзеляжа, показали важность учета влияния пилонов силовой установки вблизи винта: нестационарная картина обтекания (по давлению и скорости) ведет к уменьшению к.п.д. винта-вентилятора и может сократить его ресурс. В связи с чем, решено перенести ТРД под крыло самолета, и использовать вместо системы передаточных валов электрическую систему передачи необходимой мощности для вращения винта-вентилятора. При этом показана более равномерная картина обтекания винта, и как следствие увеличение к.п.д. винта-вентилятора и его ресурса в сравнении с вариантом, когда двигатели расположены по бокам хвостовой части фюзеляжа.

Результаты работы: сформированы два варианта ДМС, отличающиеся уровнем технологий. Показано, что переход от самолета существующего уровня на

керосиновом топливе к перспективному самолету на водородном топливе с РСУ приводит к сокращению массы топлива на 65% при постоянной коммерческой нагрузке. Показано, что применение РСУ позволяет снизить расход топлива на величину до 12% по сравнению с вариантом, когда винт-вентилятор не установлен.

Fuel efficiency of wide-body airplane on cryogenic fuel with distributed power plant

Buzuluk V.I., Gurevich B.I., Mikhalev S.M., Titorenko L.P., Vasilyev R.P.
TsAGI, Zhukovskiy

Cryogenic fuel, long-haul wide-body airplane, parameters of airplane with distributed power plant.

The object of the study is long-haul wide-body airplane on cryogenic fuel.

The aim is to preliminary design and estimate the parameters, including fuel efficiency, of long-haul wide-body airplane with distributed power plant on cryogenic fuel.

The research method is based on the analysis of domestic and world experience of adoption of cryogenic aviation and search of rational configurations and types of cryogenic airplanes. Comparison of geometrical, mass, aerodynamic and flight characteristics of long-haul airplane on kerosene and cryogenic fuel was made using sets of computer programs developed in TSAGI, CAD and CFD.

In this work a long-haul airplane is low-wing monoplane with T-shape empennage. Distributed power plant consists of two perspective turbojet engines and screw propeller, located in the tail, that partly indemnify for increased fuselage drag of cryogenic airplane. Contrarotating screw propeller was chosen as tail propeller for the best possible characteristics in cruise flight.

During preliminary propeller calculations when main engines are located on both sides of fuselage tail it became clear that the engine pylons are detrimental to the propeller characteristics: unsteady flow (pressure and velocity) leads to the decrease of propeller efficiency and may reduce its life time. Therefore, it was decided to relocate turbojet engines under the wing and use the electric system with necessary power to rotate the propeller instead of mechanic system of secondary shafts.

The obtained results: performed two variants of long-haul airplane with different technological advance scores. It is shown that cryogenic (hydrogen) airplane with distributed power plant would permit to decrease fuel weight by 65% in comparison with long-haul airplane based on the existing technology at constant payload. Also it is shown that the use of distributed power plant can reduce fuel consumption by 12% as compared to the option without propeller.

Использование изображений объектов для анализа параметров воздушной среды в окрестности движущихся объектов

Картуков А.В., Меркишин Г.В., Назаров А.Н., Никитин Д.А.
МАИ, г. Москва

Движение различных объектов (автомобиль, самолет, вертолет) сопровождается их взаимодействием с воздушной средой. Аэродинамические параметры объекта весьма важны для расчета его скоростных характеристик и

определения возможностей их улучшения. Обычно измерения аэродинамических характеристик проводят в аэродинамических трубах, используя уменьшенные модели объектов. Аэродинамическая труба имеет довольно большую и сложную конструкцию, требующую высококвалифицированного обслуживания.

Ниже рассматривается возможность использования для указанной цели изображений предметов, находящихся на заднем плане сцены, содержащей движущийся объект. В первом эксперименте на обочине автомобильной дороги (Москва, ул. Царева) устанавливался вертикально стержень, высотой 2 м и диаметром 2 см. С другой стороны шоссе проводилась видеосъемка. При проезде автомобиля около стержня его изображение искажалось. В области ламинарного течения (в верхней части стержня) изображение трансформируется и приобретает наклонный участок. Нижняя часть стержня не изменяет формы, но и изображение ее размывается, становится нерезким, что объясняется действием турбулентности потока. Таким образом, анализируя искажения изображения стержня, можно найти границу ламинарного и турбулентного потоков.

Проведено также исследование изображения вертолета, зависшего над трибуной стадиона. Можно выделить ламинарные и турбулентные участки воздушной среды, что позволит находить опасные и критические положения вертолета при сложном рельефе подстилающей поверхности.

Using image objects for analysis parameters air Wednesday in the vicinity of moving objects

Kartukov A.V., Merkinsin G.V., Nazarov A.N., Nikitin D.A.
MAI, Moscow

The movement of various objects (car, plane, helicopter) accompanied by their interaction with air Wednesday. Aerodynamic object settings are extremely important to calculate its speed characteristics and identifying opportunities for improvement. Usually, aerodynamic characteristics measurement carried out in wind tunnels, using reduced model objects. Wind tunnel has a rather large and complicated construction requiring a highly qualified service.

The following is the ability to use for this purpose images of objects that are in the background of a scene containing a moving object. In the first experiment on the side of the road (Moscow, Tsareva) installed vertically rod, 2 m in height and 2 cm in diameter. On the other side of the highway conducted videography. While driving the car around the rod, his image distorted. In the field of laminar flow (at the top of the rod) image is transformed and becomes a sloping plot. The lower part of the rod does not change shape, but her image blurred becomes slow, owing to the influence of a turbulent flow. Thus, analyzing Web image distortion, you can find the border Laminar and turbulent flows.

The study also held images of the helicopter hovering over the podium, Stadium. You can highlight and turbulent laminar flow stations air Wednesday that enable users to find dangerous and critical situation of a helicopter at a complex terrain of the underlying surface.

Концептуальный подход к моделированию полётного задания вертолётa

Любое полетное задание — это связка маневров, и к его выполнению летчику необходимо тщательно готовиться. На наш взгляд, в предполетной подготовке следует выделить два этапа.

На первом этапе летчик должен выполнить виртуальный полет с использованием персонального компьютера и предлагаемой авторами математической модели (компьютерный тренаж). При этом он должен оценить влияние на выполнение полетного задания эксплуатационных факторов, осмыслить физическую сущность летных ограничений, проверить поведение вертолета в особых случаях (это является психологической подготовкой к возможному отказу).

На втором этапе выполняется тренажная подготовка, направленная на сохранение или восстановление навыков пилотирования.

Далее осуществляется непосредственно полетное задание, при выполнении которого летчик с той или иной степенью точности выдерживает полученные на первом этапе параметры полета.

Рассмотрим первый этап более подробно. Предлагаемая математическая модель представляет собой синтез двух подходов. На скоростях менее 50 км/ч репается вторая задача динамики свободного твердого тела. При этом главенствующую роль в формировании траектории полета играют отклонения тяги НВ в продольной и поперечной плоскостях, которые определяются не только управляющими воздействиями летчика, но и дополнительными завалами, возникающими в результате аэродинамического демпфирования и воздействия гироскопических моментов. Пользуясь первой моделью, можно смоделировать критический режим, характерный для вертолетов одновинтовой схемы, а именно самопроизвольное левое вращение, которое по сути вполне подходит под определение штопора. На скоростях более 50 км/ч используется метод энергий. Пользуясь вторым подходом, можно определить располагаемую тангенциальную перегрузку вертолета как функцию скорости и резервируемой нормальной скоростной перегрузки, что позволяет в дальнейшем моделировать любые маневры, а также их связки.

Введение в процесс предполетной подготовки летного состава компьютерного тренажа позволит экономить ресурс техники и расход горючего на стадии учебной подготовки летчиков и увеличить профессионализм летного состава в боевых подразделениях.

A conceptual approach to helicopter flight modeling

Onushkin Yu.P., Sizov D.A., Ostrovoi A.V.
SPE “Strela”, CSTS “Dinamika”, Zhukovsky

Any flight route may be considered as a sequence of manoeuvres, and this sequence has to be thoroughly prepared. It seems useful to divide pre-flight preparation into two stages.

At the first stage, the pilot has to perform a virtual flight using a PC and a mathematical model suggested by the authors (computer training). This allows him to estimate the influence of the factors affecting the performance of the helicopter. Also, a virtual flight allows to check the behavior of the aircraft in case of emergency. This checking is an important part of psychological preparation for possible failures. The second stage is the flight simulator training, which aims to keep the pilot skills fresh. Then follows the flight itself, during which the pilot maintains (with a certain precision) the flight parameters obtained at the first stage.

Let us consider the first stage in detail. The proposed mathematical model is a product of synthesis of two approaches. If the velocity of the helicopter is less than 50 kph, the inverse rigid-body dynamic problem is solved. In this case, the declinations of the main rotor thrust vector (in the plane of symmetry of the fuselage and perpendicularly to this plane) exert the most significant influence on the trajectory of the helicopter. These declinations obviously depend on the pilot's manipulations, but also on the aerodynamic damping and gyroscopic moment acting on the main rotor. It seems that the first approach allows to simulate a very dangerous situation of unanticipated yaw (for a single rotor helicopter). If the velocity of the helicopter is greater than 50 kph, the energy method is used. This method allows to define available tangential overload as a function of velocity and normal overload. Available tangential overload is the key concept used to calculate flight trajectory.

Introduction of the computer training into pre-flight preparation process may save a reasonable amount of fuel during educational process in air force academies. It may also increase professionalism of helicopter squadrons' pilots.

Проектирование и оптимизация крыла с механизацией для малоразмерного беспилотного летательного аппарата

Пархаев Е.С., Семенчиков Н.В.
МАИ, г. Москва

Сегодня беспилотная авиация переживает стремительный рост. По самым скромным прогнозам к 2020 году предсказывается двукратное увеличение мирового рынка беспилотников. Отмечается значительное расширение сфер их применения: военная разведка, пограничный контроль, картография, геодезия, определение погоды, ретрансляция сигналов, перевозка грузов. С развитием этого класса аппаратов открываются новые возможности работы в экстремальных для жизни человека условиях, например, при эксплуатации в условиях крайнего севера, что особенно актуально для России. В ряде стран уже ведется разработка норм летной годности, что, безусловно, способствует развитию данного вида авиационной техники.

Очевидно, что предъявляются самые высокие требования к их летно-техническим характеристикам, таким как продолжительность, дальность и скорость полета. Их можно в значительной степени улучшить за счет только совершенствования аэродинамического облика беспилотного летательного аппарата. Стоит отметить, что аэродинамика малоразмерных аппаратов обладает характерными особенностями не типичными для большой авиации, в частности, обтекание происходит с образованием ламинарно-турбулентного перехода отрывного типа. Его положение зависит от многих параметров полета и в значительной степени сказывается на аэродинамических характеристиках всего

летательного аппарата. Этот факт приводит к необходимости многокритериальной оптимизации несущих поверхностей аппарата.

В работе предложена методология оптимизации крыла с закрылком (флэпшероном), исходя из специфики проектирования беспилотных летательных аппаратов. Рассмотрены различные расчетные случаи и получен ряд новых аэродинамических профилей для их дальнейшего применения на механизированном крыле. На основе результатов оптимизации рассмотрены вопросы проектирования механизации в конструкции беспилотника. Проведены расчеты механизированного крыла с использованием различных аэродинамических моделей и произведено их сравнение.

Design and optimization of wing with flap for an unmanned aerial vehicle

Parkhaev E.S., Semenchikov N.V.

MAI, Moscow

In nowadays, unmanned aviation is experiencing rapid growth. In 2020 of the global UAV market double increase is predicted by the most of unassuming forecasts. It is marked a significant expansion of their areas of application: military intelligence, border control, cartography, geodesy, determining the weather, relaying signals, low weight freight transportation. Development of such class of vehicles opens up new possibilities for working in extreme conditions of human life, for example, when operating in the conditions of the Far North, which is especially important for Russia. A lot of countries are already being developed airworthiness standards, which, of course, contributes to the development of this type of aircraft.

It is obvious that the highest requirements are claimed to their flight characteristics, such as duration, distance and speed of flight. They can be largely improved by only improving the aerodynamic shape of an unmanned aerial vehicle. It is worth to notice that the aerodynamics of small vehicles has unique features which are not typical for large aircraft; in particular, flow around airfoil occurs with appearance of such phenomena as laminar separation bubble. Its position depends on various flight parameters, and largely affects the aerodynamic characteristics of the whole aircraft. That fact leads to the need for multi-objective optimization for airfoil of the vehicles.

The paper presents a methodology to optimize the wing with flap, based on the specific design of unmanned aerial vehicles. Different settlement cases are observed and new airfoils have been designed for further usage in wing with flap. Calculations have been made by using different aerodynamic models. Results have been compared with each other.

О системных проблемах управления жизненным циклом сложных авиационных комплексов

Белов М.В., Петров И.А., Слезкин Д.В.

МАИ, г. Москва

Мировая тенденция второй половины двадцатого – начала двадцать первого веков разработки сложных авиационно-технических комплексов демонстрирует существенное увеличение сложности конструкций. Нарастающая сложность представляет собой большую проблему, поскольку приводит к повышению рисков снижения надежности при изготовлении изделий. Кроме нарастающей

технической одновременно наблюдается нарастание организационной сложности управления процессами разработки и изготовления авиационной техники. Указанные проблемы постепенно привели к осознанию необходимости рассмотрения сложных технических изделий с точки зрения системного подхода. Конструкция самолета не была исключением. С появлением новых технологий после второй мировой войны самолет начал рассматриваться как система. К концу XX века окончательно формируется понятие жизненного цикла изделия и широко применяется на практике. С развитием компьютерной техники и появлением индустрии информационных технологий стали появляться разнообразные практики управления жизненным циклом (ЖЦ) изделий, построенные на базе сложных программных комплексов. Для управления жизненным циклом сложных технических систем в условиях многообразия методов и практик применяется, кроме всех прочих, системный подход и построенная на его основе инженерно-управленческая дисциплина «системный инжиниринг».

Ввиду известных причин, в нашей стране в 90-е годы были прерваны многие процессы управления жизненным циклом сложных авиационно-технических систем, что привело к большому количеству проблем на разных стадиях ЖЦ практически всех самолетов. Существенно пострадали комплексы, находящиеся в эксплуатации. Бесконтрольное производство и закупка запасных частей, ремонт без соблюдения соответствующих регламентов и инструкций. Все это привело и подобные причины привели к несоответствию нормам летной годности большого парка самолетов различных типов, как военного, так и гражданского назначения. Кроме того, из-за масштабного сокращения штатов конструкторских бюро и авиационных заводов произошла частичная потеря конструкторско-технологической документации. Управление ЖЦ изделия подразумевает всесторонний контроль, в первую очередь, со стороны производителя за всеми этапами разработки, производства и эксплуатации авиационной техники. Однако описанные выше проблемы привели к существенным трудностям системного характера при приведении в соответствие нормативным требованиям находящихся в эксплуатации авиационных комплексов, а также производства новых экземпляров того же типа.

В своем докладе авторы предпринимают попытку провести анализ причин и возможных способов решения описанных проблем.

On the system lifecycle management problems of complex aircraft systems

Belov M. V., Petrov I. A., Slezkin D. V.

MAI, Moscow

The global trend of the second half of the twentieth – the beginning of the twenty-first centuries, the development of sophisticated aviation-technical complexes demonstrates the significant increase in the complexity of designs. Increasing complexity is a major problem, since it leads to increased downside risks to the preparation of products reliability. In addition to increasing technical at the same time there is an increase of organizational complexity of process control design and manufacture of aircraft. These problems gradually led to the realization of the need to address complex technical products with a systems perspective. The design of the aircraft was no exception. With the plane began to be considered as a system of new

technologies after World War II. By the end of the twentieth century is finally formed the concept of product life cycle and is widely used in practice. With the development of computer technology and the advent of information technology industry began to appear a variety of life-cycle (LC) management practices products, built on the basis of complex software systems. To manage the life cycle of complex technical systems in a variety of methods and practices used, inter alia, systematic approach and built on the basis of its engineering and management disciplines “systems engineering”.

Due to known reasons, in our country in the 90 years it was interrupted by many processes lifecycle management of complex aviation-technical systems, which led to a lot of problems at different stages of life cycle of almost all aircraft. Significantly affected systems that are in operation. The uncontrolled production and purchase of spare parts, repair without complying with the relevant regulations and instructions. All this has led, and similar reasons led to non-compliance with airworthiness large fleet of various types, both military and civil purposes. In addition, due to large-scale downsizing of design bureaus and aircraft factories there was a partial loss of design and technological documentation. Manage product life cycle includes comprehensive monitoring, primarily on the part of the manufacturer for all stages of development, production and operation of aircraft. However, the problems described above have led to considerable difficulties of a systemic nature when brought into compliance aircraft systems in operation as well as the production of new copies of the same type.

In his report, the author attempts to analyze the causes and possible ways to solve the problems described above.

Исследование баллистических характеристик и управление беспилотного планирующего крылатого летательного аппарата

Грумондз В.Т., Полищук М.А., Полищук М.В.
МАИ, г. Москва

Рассмотрены вопросы динамики и управления БПК ЛА крестообразной схемы в условиях автономного полета, исследовано влияние удлинения крыла на летно-технические характеристики. Предложена структура системы управления БПК ЛА. Проведен сравнительный анализ:

- баллистических дальностей полета изделий разных конфигураций.
- дальностей полета изделий разных конфигураций в условиях работы системы управления предложенной структуры.

При помощи математической модели проведено моделирование (начальный высотно-скоростной режим $H = 3000$ м, $V = 200$ м/с, $\theta = 0^0$) запуска БПК ЛА с фиксированными нулевыми отклонениями рулевых поверхностей. В рамках настоящей работы разработаны две структуры системы стабилизации:

1. система стабилизации перегрузок БПК ЛА;
2. система стабилизации углового положения БПК ЛА.

Задача системы наведения – формирование управляющих сигналов в систему стабилизации для выполнения той или иной задачи. Для увеличения эффективности применения БПК ЛА необходима максимизация дальности его автономного полета. При этом существует также и необходимость точной доставки полезной нагрузки в заданную точку. Для выполнения этих двух задач одновременно в работе предлагается условно разделить систему наведения БПК ЛА на подсистему, отвечающего за автономный планирующий полет на

максимально возможную дальность, и подсистему, отвечающую БПК ЛА, в заданную точку.

Спроектирована система наведения БПК ЛА на цель. Система наведения, в отличие от используемых в действующих в настоящее время образцах, состоит из двух подсистем отвечающих за: планирование БПК ЛА на максимальную дальность на первом этапе полета и наведение непосредственно на точку цели на втором, заключительном этапе полета.

The ballistic performance and control of unmanned gliding winged aircraft study

Grumondz V.T., Polishchuk M.A., Polishchuk M.V.
MAI, Moscow

The problems of dynamics and control UGWA cruciate schemes under autonomous flight, studied the effect of lengthening the wing in the flight performance. The structure of UGWA aircraft control system is developed. A comparative analysis:

- ballistic flight range of different UGWA configurations.
- flight range of UGWAs of different configurations in the working conditions of the proposed structure of the control system.

Using a mathematical model to simulate (initial altitude-speed mode $H = 3000$ m, $V = 200$ m/s, $\theta = 0^0$) the start UGWA aircraft with fixed zero deflection of control surfaces. The two stabilization system structure developed:

1. overloads stabilization UGWA system;
2. stabilization of the angular position of the UGWA.

Guidance system generates control signals to stabilize the system to perform a particular task. To increase the efficiency of UGWA is needed to maximize the range of its autonomous flight. In this case there is also the need for accurate delivery of the payload to a predetermined point. To perform these two tasks at the same time the proposed divided UGWA guidance system to a subsystem, is responsible for planning autonomous flight to the greatest possible distance, and the subsystem meets the UGWA, at a given point.

UGWA guidance system on the target is designed. The guidance system, unlike those used in the currently valid samples, consists of two subsystems responsible for: UGWA planning at maximum range in the first phase of flight and aiming directly at the target point on the second and final phase of the flight.

Методика планирования траектории движения малого беспилотного вертолета

Попов А.Н., Григорусь Е.Н., Тетерин Д.П.
КБПА, г. Саратов

Предлагается комплект научно-обоснованного методического аппарата планирования траектории движения малого беспилотного вертолета с соосными винтами средствами бортовых систем управления с использованием модифицированного метода интегральных преобразований, включающий методики: обоснования требований к бортовым средствам планирования траектории; планирования траектории движения при заранее известных исходных данных об условиях применения летательного аппарата;

планирования траектории движения при изменении исходных данных в полете; гипервекторного ранжирования вариантов траектории движения и многокритериального выбора эффективного.

В основу методики обоснования требований к бортовым средствам планирования траектории положена композиция известных методов номенклатурного нормирования и многокритериального ранжирования сложных техническим системам и объектам, которые позволяют: сформулировать цель и множество подцелей создания (модернизации) бортовых средств планирования траектории; формализовать и согласовать процедуры формирования множеств количественных и качественных частей требований по назначению средств планирования траектории движения вертолета; осуществить декомпозицию требований к пилотажно-навигационному комплексу вертолета к требованиям по назначению бортовых программных и аппаратных средств баллистиконавигационного обеспечения; выполнить переход от требований по назначению к функциям средств планирования траектории, от функций – к критериям принятия решений при определении эффективных вариантов реализации пилотажно-навигационного комплекса и построения траектории движения вертолета в зависимости от условий внешней среды и противодействия противника.

Планирование траектории движения беспилотного вертолета выполняется с использованием модифицированного метода интегральных преобразований Лапласа. Ранжирование вариантов траектории движения и выбор эффективного выполняется с учетом условий внешней среды и противодействия противника.

Новизна методического аппарата в сокращении времени построения вариантов траектории шпатными средствами бортовых систем управления более чем в пять раз за счет одновременного расчета n -вариантов траектории движения вертолета, где n -порядок математической модели летательного аппарата с учетом внешних возмущений.

A method for small unmanned helicopter flight path planning

Попов А.Н., Grigorus E.N., Teterin D.P.

DBIA, Saratov

The paper provides a complex scientific method for planning of the flight path for a small unmanned helicopter fitted with the coaxial rotor by means of aircraft control system facilities, using an integral transformation modified method, as well as the following methods: justification of requirements to aircraft flight path planning tools; flight path planning, providing that original data on the aircraft application environment is known; flight path planning, if the original data have to be changed during the flight; hyper-vector ranking of flight path variants and multi-criteria selection of the effective one.

The justification of requirements to aircraft flight path planning tools method is based on the combination of known methods for nomenclative normalization and multi-criteria ranking of complex engineering systems and items, ensuring establishment of the purpose and various tasks, concerning creation (modernization) of the aircraft flight path planning tools; formalization and coordination of the procedure for generation of the parts sets of quantitative and qualitative requirements to the purpose of the helicopter flight path planning tools; decomposition of the

requirements to the helicopter flight and navigation system to the requirements to the purpose of the aircraft navigation and ballistic support software and hardware; transition from the requirements to the purpose to the functions of flight path planning tools, transition from the functions to the decision criteria during the identification process of effective variants on flight and navigation implementation and calculation of the helicopter flight path, considering the environment and enemy countermeasures.

An unmanned helicopter flight path is planned using Laplace integral transformation modified method. Flight path variants ranking and the effective variant selection is performed considering the environment and enemy countermeasures.

The novelty of the method is that the time for flight path calculation using normal aircraft control systems facilities is reduced by more than 5 times due to simultaneous calculation of helicopter flight path n -variants, where n is the order of the aircraft mathematical model including external disturbance.

Беспилотный гидросамолет для сельского хозяйства

Богданов А.В., Вакульчук В.И., Прудник Д.О.

МАИ, г. Москва

Количество озер, рек и подобных водоемов в нашей стране очень велико. В связи с этим нельзя пренебрегать возможностью использования водных ресурсов для решения различного рода задач. Одной из таких задач является развитие в нашей стране сельского хозяйства, которое невозможно без применения летательных аппаратов, в особенности беспилотных (далее БПЛА). Данная отрасль сейчас широко развивается во всем мире, включая Российскую Федерацию. Но, к сожалению, техническое и технологическое развитие в нашей стране не позволяет строить для каждой группировки БПЛА собственные взлетные полосы и пункты обслуживания, что перекладывает решение данных вопросов на потенциальных покупателей этой техники.

Именно поэтому было решено создать беспилотный гидросамолет с возможностью взлета и посадки с водной поверхности. Наша страна является мировым лидером в проектировании и производстве гидросамолетов (например, БЕ-200ЧС), поэтому, используя опыт наработок в данной области, вполне реально создать такой аппарат.

На данный момент создано несколько аэрогидродинамических схем данного аппарата. Во всех схемах посадка на воду и взлет с нее осуществляется при помощи поплавков, подвешенных на крыльях, и специально профилированного фюзеляжа для меньшего гидродинамического сопротивления. Схемы отличаются лишь расположением органов управления, а также местонахождением двигательной установки.

Дальнейшие численные и экспериментальные расчеты должны выявить оптимальную схему для решения задач взлета и посадки с водной поверхности, а также мониторинга сельскохозяйственных угодий в разных уголках нашей страны (преимущественно, Юг России). Помимо всего прочего, ограничением на решение поставленной задачи являются определенные нашим коллективом тактико-технические требования на данный аппарат, которые можно наблюдать ниже:

- Масса – не более 10 кг.
- Размах крыльев – не более 2,5 м.

- Время полета – не менее 120 мин.

Именно эти требования, которые были выявлены после анализа продукции конкурентов, являются оптимальными для удовлетворительных результатов мониторинговых работ.

The unmanned seaplane for agriculture
Bogdanov A.V., Vakulchuk V.I., Prudnik D.O.
MAI, Moscow

The amount of lakes, rivers and same objects in Russia is impossibly big. So, it is rather strange not to use this ability for solving some important problems. One of such problem is development of agriculture in our country, which cannot be solved without using of unmanned aircrafts. Now, this field is highly developing around the world, including Russian Federation. Unfortunately, technologies in our country are not on high level, what mean, that we cannot build runway and special service areas for each groups of unmanned aircrafts. So, this problem must be solved by customer.

That's why we decided to design a new unnamed aircraft, which can land on water surface itself. Russia is international leader in designing such aircrafts (as example, BE-200). So, using this theory we can design our own unmanned hydrocraft.

Today our collective has some of hydro-aerodynamics schemes. In each schemes takeoff and landing accomplishes by using floats and special boat's fuselage, which reduces hydrodynamics resistance. The difference is only in site of ailerons and other control surfaces.

Further numerical calculations and experiments will give us the best scheme for using in agriculture monitoring. Restriction for solving is technical demands that we collect by analyzing same products of rival:

- Mass – less than 10 kg.
- Wing-span – less than 250 cm.
- Flying time – 120 min.

**Аэродинамические характеристики морфного профиля крыла,
изгибаемого за счёт одностороннего натяжения обшивки**

Гришанина Т.В., Русских Н.М.
МАИ, г. Москва

В приложении к крыльям большого удлинения для сверхлегких маневренных беспилотных самолетов рассматривается задача управления аэродинамическими характеристиками морфного профиля крыла.

Крыло состоит из тонкостенного лонжерона с однозамкнутым контуром поперечного сечения, образующего носовую несущую часть крыла, к которой присоединена упругая консольная пластина, покрытая профилированными слоями пенопласта и соединенная упругими ребрами (для эксцентриситета) с верхней и нижней обшивкой. При натяжении верхней обшивки вдоль профиля нижняя обшивка ослабляется (выключается), и задняя часть профиля изгибается вверх. Аналогичным образом осуществляется изгиб профиля вниз.

Аэродинамическая нагрузка на изогнутый профиль определяется на основании точного решения плоской задачи дозвукового обтекания. Далее решается задача аэроупругости рассматриваемого статически неопределимого

составного профиля при его изгибе под действием аэродинамической нагрузки, обусловленном изгибом пластины и соединенных с ней упругих ребер, а также односторонним растяжением обшивки между ребрами.

Рассмотрен пример расчета. Приведены зависимости изгиба профиля (прогиба и изгибающего момента), распределение по его хорде аэродинамической нагрузки, а также интегральных характеристик профиля от управляющего перемещения края обшивки, примыкающего к лонжерону.

Показана эффективность предложенного способа управления аэродинамическими характеристиками крыла без элеронов.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (код проекта 15-08-04786).

Aerodynamic characteristics of a morphing airfoil bending due to unilateral tension of the skin

Grishanina T.V., Russkikh N.M.
MAI, Moscow

In application to the wings of high aspect ratio for lightweight unmaneuverable unmanned aircrafts the problem of controlling the aerodynamic characteristics of the morphing airfoil is considered.

The wing consists of thin-walled spar with single-closed cross-section contour forming a carrying leading edge which the elastic consol plate covered with profiled layers of foam plastic and connected by elastic ribs with upper and lower skins is joined to. With the tension of upper skin along the airfoil the lower skin weakens (turns off), and the trailing edge of the foil bends up. The down bending performs in the same way.

The aerodynamic strain on the bended airfoil is established according to the exact solution of the flat issue of subsonic flow. Then there is solved an issue of aeroelasticity of considered statically uncertain complex airfoil during its bending under the aerodynamic load due to the bending of the plated and connected with it elastic ribs and unilateral tension of the skin between ribs.

An example of calculation is considered. The additions of the foil's bend (deflection and moment of flexion), distribution of aerodynamic load along its chord and integral characteristics of airfoil from skin's edge control motion joined to the spar, are given.

The efficiency of suggested way to control the wing aerodynamic characteristics without an aileron is shown.

The work is executed at financial support of RFBR (project code 15-08-04786).

Основные тенденции развития систем кондиционирования воздуха перспективных летательных аппаратов

Савельев Р.С., Смагин Д.И., Стрелец Д.Ю.
МАИ, г. Москва

Авиационные системы кондиционирования воздуха (СКВ) предназначены для создания в объеме гермокабины нормируемых параметров воздуха (давление, температура, относительная влажность, скорость движения воздуха), обеспечивающих комфортные условия для экипажа и пассажиров в полете и на

земле, а так же необходимые тепловые режимы работы бортового оборудования. Работа такой системы требует наличия на борту самолета источника сжатого воздуха. В СКВ большинства современных самолетов таким источником является компрессор маршевого двигателя.

Наиболее перспективным направлением развития СКВ в данный момент считается отказ от подсистемы отбора воздуха от двигателя, что, в свою очередь, требует выбора иного источника сжатого воздуха. Такими источниками должны стать электроприводные компрессоры (независимые нагнетатели), которые полностью обеспечат потребности системы в сжатом воздухе через специальные воздухозаборники.

Исключение отбора сжатого воздуха от компрессоров двигателей приводит к более эффективной работе двигателей за счёт снижения потребляемой мощности на уровне всего самолёта. Прогнозируемое уменьшение потребления топлива, в условиях рейса, находится в диапазоне от 2 до 3 % для больших транспортных самолетов. Для самолетов меньших размерностей достижимый эффект уменьшается пропорционально размерности.

В качестве альтернативы турбохолодильным агрегатам конфигурация СКВ без отбора воздуха от двигателей позволяет использовать подсистемы охлаждения воздуха, основанные на парокompрессионном цикле. Термодинамический КПД подсистем охлаждения с парокompрессионным циклом существенно выше, чем у систем с турбохолодильными машинами, вследствие чего суммарное потребление энергии системы с электроприводным компрессором промежуточного теплоносителя и электроприводным независимым нагнетателем ниже.

Вариант СКВ без отбора воздуха от двигателя и с парокompрессионным циклом охлаждения может быть реализован в проектах как вновь создаваемых самолетов, так и находящихся в эксплуатации в настоящее время, при условии реализации конфигурации бортовой системы электроснабжения, обеспечивающей заданный уровень энергопотребления. В данный момент в МАИ ведутся исследования по формированию облика комплекса бортовых систем, а так же проработка вариантов СКВ без отбора воздуха от двигателей для перспективных самолетов различной размерности.

Main tendencies of development of air conditioning systems of perspective aircraft

Savelyev R.S., Smagin D.I., Strelets D. Yu.
MAI, Moscow

The aviation air conditioning system (ACS) are intended for creation in volume of a pressurized cabin of the normalized air parameters (pressure, temperature, relative humidity, speed of the movement of air) providing comfortable conditions for crew and passengers in flight and on the earth, and also necessary thermal operating modes of the onboard equipment. In ACS of the majority of modern planes such source is the compressor of the mid-flight engine.

The most perspective direction of development of ACS the refusal of a subsystem of air bleed from the engine is considered at present that, in turn, demands the choice of other source of compressed air. Electrodriving compressors (independent

superchargers) which completely will provide the needs of system for compressed air through special air inlets have to become such sources.

The exception bleed air from compressors of engines leads to more effective operation of engines due to decrease in power consumption at the level of all plane. The predicted fuel consumption reduction, in the conditions of flight, is in range from 2 to 3% for big transport planes. For planes of smaller dimensions the achievable effect decreases in proportion to dimension.

As an alternative to turbo-refrigerator units the configuration of ACS without bleed air allows to use the air cooling subsystems based on a vapor-compression cycle. The thermodynamic efficiency of subsystems of cooling with a vapor-compression cycle is significantly higher, than at systems with turbo-refrigerator cars owing to what total consumption of energy of system with the electrodriving compressor of the intermediate heat carrier and the electrodriving independent supercharger below.

The option of ACS without bleed air and with a vapor-compression cycle of cooling can be realized in projects as again created planes and which are in operation now on condition of realization of a configuration of the onboard system of power supply providing the set energy consumption level. At present in MAI researches on formation of shape of a complex of onboard systems, and also study of options of ACS without bleed air from engines for perspective planes of various dimension are conducted.

Определение рациональных размерностей беспилотных летательных аппаратов для применения в гражданской сфере

Самойловский А.А., Солошенко В.Н.

МАИ, г. Москва

В последнее время интенсивное развитие приобрело применение беспилотных авиационных комплексов (БАК) в гражданской сфере. Наибольшее распространение БАК получили в сельском хозяйстве, геодезии, а также при мониторинге площадных и линейных объектов. Данные факты обусловлены реальной экономической выгодой, получаемой от применения БАК. В этой связи актуальным является вопрос выбора типа и рациональной размерности беспилотных летательных аппаратов, функционирующих в составе комплексов, для решения той или иной задачи или группы задач.

Целью настоящей работы является определение рациональной размерности БЛА для решения задач сельского хозяйства, геодезии, а также при мониторинге площадных и линейных объектов.

Первым этапом работы являлось изучение специфики применения БАК в рассматриваемых сферах. В сельском хозяйстве с БЛА получают спектральные изображения, на основании анализа которых создаются файлы-предписания для работы специализированной техники, позволяющей дифференцированно вносить удобрения или химикаты. Экономический эффект достигается путем сокращения расхода удобрений и химикатов за счет их адресного внесения, а не равномерного, как это делалось традиционно.

В геодезии применение БАК существенно сокращает сроки и стоимость построения топографических планов. БАК, оснащенный геодезическим оборудованием способен получать точные центры фотографии, при помощи

которых фотограмметрическими методами получают цифровые модели местности.

На втором этапе предпринята попытка определить рациональные размерности БЛА для применения в сельском хозяйстве, геодезии, а также для мониторинга площадных и линейных объектов.

Результатом выполненной работы является обоснование выбранной размерности для применения в рассматриваемых сферах.

Rational dimensions determination of unmanned aerial vehicles for civilian applications

Samoilovsky A.A., Soloshenko V.N.
MAI, Moscow

Currently an intensive development of unmanned aerial system (UAS) increases use of UAS in the civilian sphere. Especially it is in agriculture, geodesy and in the monitoring sphere of areal and linear objects. These facts are result of real economic benefits from the use of the UAS. In this regard, relevant is the question of type and rational dimension selection of unmanned aerial vehicles, functioning as part of complex for solving a particular task or group of tasks.

The aim of this work is the rational dimensions determination of the UAV for solving problems of agriculture, geodesy and in the monitoring of areal and linear objects.

The first phase of the work is to study the specific UAV use in these fields. In agriculture thanks UAVs is possible to get a spectral image on the analysis of which are created files with requirements to the specialized equipment, allowing to make fertilizer or chemicals differentiated. The economic effect is achieved by reducing the consumption of fertilizers and chemicals due to their precision make in contrast with traditionally homogenous.

In geodesy the use of UAV significantly reduces time and price of topographic mapping. UAV equipped with surveying devices is able to obtain the precision centers of photography in which photogrammetric methods receive a digital model of the area.

In the second phase, is made an attempt to define rational dimensions of UAV usage in agriculture, surveying, and also for monitoring of areal and linear objects.

The result of this work is justification of selected dimensions for usage in the different civilian fields.

Сравнение по массе композитных балок пола различного конструктивного исполнения с металлическими для самолёта SSJ100

Слезкин Д.В.
МАИ, г. Москва

Высокая конкуренция в мировом бизнесе авиаперевозчиков приводит к постоянному повышению требований снижения веса авиационной техники. Не являются исключением и самолеты российского производства. Для снижения веса самолета сегодня активно применяется замена металлических элементов конструкции на аналогичные изготовленные из композиционных материалов. В работе рассматриваются балки пола самолета SSJ-100, а также варианты их

конструктивного исполнения из полимерных композиционных материалов (ПКМ).

Для самолетов SSJ-100 изготавливаются и успешно эксплуатируются элементы механизации из ПКМ (элероны, закрылки, интерцепторы, рули направления и высоты, носовой обтекатель и пр.) Элементы, изготавливаемые из стеклопластика могут быть заменены на аналогичные, изготовленные из углепластика.

В современных ближнемагистральных самолетах доля ПКМ составляет от 20 до 50 % веса планера. Применение ПКМ позволяет снизить вес отдельных элементов планера на 10-15 % по сравнению с применением традиционных материалов. В качестве базовых элементов для оценки снижения массы конструкции выбраны балки пола.

Каркас пола состоит из балок пола, подкосов и рельсов установки кресел. Каждая балка опирается на два подкоса, размер между которыми, в том числе, задается параметрами грузового отсека. Через балки пола проходят электрожгуты и коммуникации. Балки опираются на шпангоуты напрямую и через подкосы. В месте установки грузовых дверей подкосы отсутствуют, что требует усиления конструкции в этом месте. Балки и подкосы выполняются из профилей из алюминиевого сплава с локальными облегчениями. В районе центроплана балки пола опираются непосредственно на конструкцию центроплана.

В качестве замены металлических рассматриваются следующие варианты балок пола из углепластика:

- швеллерного сечения;
- сетчатой конструкции;

По результатам расчетов предложенного варианта балок швеллерного сечения предполагаемая масса балки 2.1 кг. Вес типовой балки из алюминиевого сплава 2.94 кг.

Балка сетчатой конструкции изготавливается методом непрерывной намотки. Высота и длина балки соответствуют существующей металлической, при этом, ее толщина существенно снижена при сохранении жесткости. По результатам расчетов предложенного варианта балки сетчатой конструкции масса детали составила 1.5 кг, что почти в 2 раза легче металлического варианта.

Compare weight of composite floor beams of various design with metal for the SSJ100

Slezkin D.V.
MAI, Moscow

High competition in the global business of air carriers leads to a constant increase in demands of weight reduction of aircraft. They are no exception and Russian-made aircraft. To reduce the weight of aircraft structures replacing metallic elements are actively used for similar made of composite materials. The paper deals with the aircraft floor beams SSJ-100, as well as options for their design of polymeric composite materials (PCM).

For aircraft SSJ-100 manufactured and successfully exploited by elements of the mechanization of the PCB (ailerons, flaps, spoilers, rudders and height, nose cone, etc.) Elements, made of fiberglass can be replaced by a similar, made of carbon fiber.

In today's short-haul aircraft share of PCB is from 20 to 50% of the weight of the airframe. Application PCB reduces the weight of the individual elements of the airframe by 10-15% as compared with the use of traditional materials. As the basic elements for the evaluation of weight reduction design chosen floor beams.

Floor frame is made up of the floor beams, braces and rails installation seat. Each beam rests on two strut, size, between which, in particular, set the parameters of the cargo compartment. Through the floor beams are electroplaits and communication. The beams rest on the frames directly and through braces. On the installation site of the cargo doors missing struts, which requires structural reinforcement at this location. Beams and struts made of aluminum alloy with local relief.

As a replacement of metal are considered the following options for floor beams made of carbon fiber:

- channel section design;
- isogrid section design;

According to the results of calculations of the proposed options beams channel section beams estimated mass 2.1 kg. Weight of sample beams of 2.94 kg aluminum alloy.

The beam grid structure made of continuous winding method. The height and length correspond to existing metal joists, thus, its thickness is substantially reduced while maintaining the rigidity. As a result of the proposed settlement option grid structure of the beam weight parts was 1.5 kg, Which is almost two times lighter than the metal version.

Беспилотный летательный аппарат с ротор-приводом

Солецкий В.В.

КнАГТУ, г. Комсомольск-на-Амуре

В беспилотных летательных аппаратах (БПЛА) мультироторного типа аппарат снабжается не одним, а несколькими приводами (двигателями), на роторе каждого из которых закреплён винт. Разнесение приводов по периметру конструкции аппарата позволяет повысить манёвренность и устойчивость положения аппарата в воздухе. Кроме того, замена одного большого привода в центре конструкции на несколько малых, размещённых на периферии с сохранением суммарной мощности, облегчает решение проблем балансировки аппарата за счёт рассредоточения массы по радиусу конструкции.

Тем не менее такая схема обладает рядом недостатков. Главным является снижение эффективности работы несущего винта при уменьшении его диаметра. Несколько винтов мультроторного варианта БПЛА с меньшим диаметром работают с более низким КПД, чем эквивалентный им по тяге один винт большего диаметра. Падение КПД винта сопровождается снижением грузоподъёмности аппарата и повышением энергопотребления. Кроме того, уменьшение диаметра винтов вынуждает разработчиков мультроторных БПЛА повышать угловую частоту их вращения, что дополнительно снижает эффективность работы винтов за счёт роста т.н. волновых потерь.

Перспективным направлением повышения эффективности винтомоторной группы БПЛА может стать переход к конструкциям с меньшим количеством роторов и большим диаметром винтов. Оптимальной будет конструкция с одним вингом максимального диаметра. При этом для уравнивания крутящего

момента на корпусе БПЛА, создаваемого вращающимся винтом, необходима установка второго винта противоположного вращения. Дополнительно, винты целесообразно наделить функциями ротора-привода. Под ротор-приводом в данном случае будет пониматься винт, выполняющий одновременно функцию ротора электропривода и ротора подшипника скольжения. Совмещение нескольких функций выгодно с точки зрения функциональности и уменьшения массы конструкции за счёт уменьшения количества деталей.

Исходя из изложенного, наиболее эффективной конструкцией БПЛА может стать аппарат с соосным расположением 2-х ротор-приводов, вращающихся внутри статора электродвигателя.

В качестве последнего целесообразно использовать линейный кольцевой электромагнитный двигатель, в котором ротор (ротор-привод) снабжается пластинами постоянных магнитов, а статор состоит из обмоток и магнитов, равномерно расположенных по окружности кольца. Магниты ротор-привода, взаимодействуя с кольцевым магнитом статора, создают магнитный момент вращения винта. В кольце привода, с внутренней стороны, предлагается выполнить две внутренние проточки, по которым ротор-приводы скользят в них как в подшипниках скольжения.

Unmanned aerial vehicle with a rotor-driven

Soletskiy V.V.

KnASTU, Komsomolsk-on-Amur

The unmanned aerial vehicles (UAV) many rotary type apparatus provided with not one, but several actuators (motors), the rotor of each of which is fixed the screw. Diversity drives on the perimeter design allows the unit to increase maneuverability and stability position of the device in the air. In addition, the replacement of one big drive in the center of the design to several small, placed periphery retaining total power facilitates the solution of problems of balancing apparatus due to dispersal of weight in construction radius.

However, such a scheme has a number of disadvantages. The main one is an decrease the efficiency of the rotor while reducing its diameter. Several variants of the UAV many rotary screws with the smaller diameter working with lower efficiency than the equivalent to them on a screw rod of larger diameter. The fall of the efficiency of the screw is accompanied by a decrease in the payload apparatus and an increase in energy consumption. In addition, the reduction in the diameter of the screw forces many rotary UAV developers to increase the angular frequency of their rotation, which further reduces the efficiency of the screw due to the growth of the so-called wave losses.

A promising way to increase the efficiency of the propeller and engine UAV group may be to move to a smaller structures coli honors rotors and larger diameter screws. The optimum would be design with a maximum diameter of the screw. This is torque balancing of on the body on the UAV case generated a rotating screw, use a second counter-rotating screws. Additionally, it is advisable to give the screw-rotor drive functions. Under the rotary drive in this case is understood screw acting simultaneously as the drive rotor and the rotor-bearing however tion. Combining several functions advantageous from the viewpoint of functionality reduce the weight of the structure by reducing the number of parts.

Based on the above, the most effective design of the UAV can become the unit with coaxial 2-rotor drives, BPA-inside-rotating motor stator.

As the latter is advisable to use an annular linear electromagnetic motor, wherein the rotor is provided with a drive plates permanent magnets and a stator composed of windings and magnets evenly uniformly around the ring. Magnets rotor drive, interacting a ring magnet stator, creates the magnetic moment of rotation screw (rotor drive). The drive ring, on the inner side, it is proposed to perform two internal grooves in which drives the rotary slide in them as sliding bearings.

Изготовление образца пятислойной панели шумоглушения по аддитивной технологии

Стебунов Р.А., Шалиткин В.А.
Корпорация «ИРКУТ», г. Воронеж

Целью данной работы является демонстрация возможностей современной технологии 3D-печати в области самолетостроения. Для примера была выбрана пятислойная конструкция панели шумоглушения, которая имеет сложную поверхность, соответственно и сложную технологию изготовления.

На начальном этапе работы была создана 3D-модель образца, которая на 100% будет соответствовать реальному прототипу образца. Распределение сот, дренажных отверстий, углы наклонов перемычек и прочие конструктивные особенности будущего образца закладываются в 3D-модели и должны строго соответствовать требованиям к реальной конструкции.

Дальнейшая работа заключается в выборе материала и метода изготовления будущего образца. Материал должен соответствовать условиям эксплуатации, однако должен подходить для использования в аддитивной технологии изготовления образца. Сама технология 3D-печати должна обеспечить изготовления замкнутых контуров сот и обшивок с наличием перфорирующих отверстий. Материала в элементарных ячейках панели не должно оставаться, иначе образец утрачивает свое конструктивное предназначение.

Результатом проделанной работы является изготовленный при помощи 3D-принтера образец пятислойной панели шумоглушения, одна сторона которого выполнена препарированной (с открытыми сотами) до срединной и до внутренней обшивки.

Making sample five-layer panel attenuation by additive technology

Stebunov R.A., Shalitkin V.A.
Irkut Corporation, Voronezh

The aim of this work is to demonstrate the possibilities of modern 3D-printing technology in the field of aircraft construction. For example, five-layer structure attenuation panel has been selected, which has a complex surface, respectively, and a complex manufacturing technology.

Sample 3D-model was created during the initial stage, which is 100% will correspond to the real prototype sample. The distribution of cells, drainage holes, angles of inclination of bridges and other structural features of the future of the sample are placed in 3D-model and must strictly conform to the actual design. Further work is

to choose the material and method of manufacturing the future of the sample. The material must comply with the conditions of operation, however, must be suitable for use in the additive manufacturing technologies sample.

Sama 3D-printing technology is to provide manufacturing of closed circuit cells and skins with the presence of the perforation holes. The material in the unit cells of the panel should not be, otherwise the sample loses its constructive purpose.

The result of this work is made using the 3D-printer pattern five-layer panel attenuation, one side of which is made the prepared (open cells) to the middle and to the inner casing.

Методика расчёта локальных и суммарных сил, действующих на дирижабль при его перемещении через струйные течения

Та Суан Тунг, Семенчиков Н.В.

МАИ, г. Москва

Задача надежного определения аэродинамических сил, действующих на дирижабль при его перемещении через струйные течения, по-прежнему, остается актуальной.

В данной работе представлен полуэмпирический метод расчета величин коэффициентов локальных и суммарных аэродинамических продольной и нормальной сил корпуса (оболочки) дирижабля, перемещающегося через струйное течение с известным законом распределения скорости по поперечному сечению струи.

При расчете сил, действующих на корпус дирижабля, используется гипотеза плоских сечений. Продольная и нормальная силы, действующие на каждое сечение корпуса, определяются в зависимости от величин истинной скорости потока, набегающего на рассматриваемое сечение, и локального угла атаки сечения. Для учета взаимного аэродинамического влияния потоков в окрестности различных сечений корпуса дирижабля вводятся специальные коэффициенты, зависящие от удлинения и формы корпуса, числа Рейнольдса, распределения скоростей по поперечному сечению струи и параметра, характеризующего положение корпуса дирижабля в струйном течении. Интегрированием распределения локальных аэродинамических сил по длине корпуса дирижабля определяются суммарные силы, действующие на дирижабль при его перемещении через струйное течение.

Сравнение результатов расчетов по предлагаемому инженерному методу с данными численного моделирования взаимодействия корпусов дирижаблей со струйными течениями, показало удовлетворительную сходимость их результатов, как для неоперенных, так и оперенных корпусов дирижабля.

The method of calculation in local and total forces acting on the airship as it is moved through the jet stream

Ta Xuan Tung, Semenchikov N.V.

MAI, Moscow

The task reliably determine the aerodynamic forces acting on the airship as it is moved through the jet stream, still it remains relevant.

This paper presents a semi-empirical method for calculating the values of the coefficients of local and total aerodynamic longitudinal and the normal forces of the body (shell) of the airship, moving through the jet stream with a known velocity distribution law in the cross-section of the jet.

When calculating the forces acting on the hull of the airship, the hypothesis of plane sections. The longitudinal and the normal forces acting on each section of the housing are determined depending on the values of the true flow velocity, incident on the section under consideration, and the local angle of attack section. To take into account the mutual influence of aerodynamic flow approximately various sections of the airship hull are special coefficients, depending on the extension and shape of the hull, the Reynolds number, the velocity distribution over the cross-section of the jet and the parameter characterizing the position of the airship hull in a jet stream. Integrating local distribution of aerodynamic forces along the length of the airship hull defined by the total force acting on the airship as it is moved through the jet stream.

Comparison of the results of calculations for the proposed engineering method with the data of numerical simulation of the interaction of buildings airships with jet streams, shown satisfactory convergence of the results for both rudderless and feathered airship hull.

Оценка влияния отказов гидросистем перспективного магистрального самолёта на посадочную дистанцию

Брагазин В.Ф., Терехов Р.И.

ЦАГИ, г. Жуковский

В настоящей работе оценивается влияние отказов гидросистем перспективного магистрального самолёта на увеличение посадочной дистанции.

В качестве объекта исследований рассматривается перспективный пассажирский самолёт с двумя двигателями и тремя независимыми гидросистемами. Три гидросистемы обеспечивают питание приводов рулевых поверхностей комплексной системы управления, системы механизации крыла, системы управления носовым колесом, реверсов двигателей, тормозной системы.

В случае отказа одной или двух гидросистем происходит отказ ряда соответствующих потребителей, что, в свою очередь, приводит к ухудшению характеристик управляемости самолёта в воздухе и при движении по ВПП.

Для оценки влияния отказов гидросистем на характеристики управляемости самолёта разработана полная математическая модель движения самолёта с учётом распределения потребителей по соответствующим гидросистемам. Данная модель позволяет проводить исследования характеристик управляемости самолёта при отказах одной и двух гидросистем.

Для проведения исследований по оценке управляемости самолёта при движении по ВПП, включая оценку посадочных дистанций, разработана математическая модель шасси пассажирского самолёта. Математическая модель шасси включает в себя модель системы торможения колёс шасси с учётом коэффициента сцепления колёс с поверхностью ВПП. Данная модель включена в состав полной математической модели самолёта.

В результате проведенных исследований показано, что отказы гидросистем могут привести к заметному ухудшению посадочных характеристик самолёта.

При отказах гидросистем, приводящих к отказам реверса одного или двух двигателей, механизации крыла, секций интерцепторов и воздушных тормозов, значительно возрастает посадочная дистанция. В сочетании с пониженным коэффициентом сцепления с поверхностью ВПП, это может привести к выкатыванию самолёта.

Предлагаются методические рекомендации по построению силовой части системы управления для обеспечения требуемых величин посадочных дистанций самолёта в рассматриваемых отказных ситуациях.

The estimation of prospective airliner hydraulic systems failures influence on landing distance

Bragazin V.F., Terekhov R.I.
TsAGI, Zhukovsky

In present paper the prospective airliner hydraulic systems failures influence on landing distance increase is estimated.

The prospective narrow-body airliner with two engines and three independent hydraulic systems is considered. Three hydraulic systems supply power for flight control system actuators, high-lift devices, nose wheel control system, thrust reverses, braking system.

The failures of one or two hydraulic systems lead to the failures of corresponding consumers. It results in degradation of aircraft performance during flight and ground motion.

For the hydraulic systems failures influence on aircraft performance estimation the complete mathematical model of aircraft (including the consumers grouping into hydraulic systems) is developed. This model allows to conduct aircraft performance research in case of one or two hydraulic systems failures.

For aircraft runway motion performance evaluation, including landing distances estimation, the aircraft landing gear mathematical model is developed. This model contains the main wheels braking system model with friction coefficient taken into account. The landing gear model is included in complete aircraft mathematical model.

The research shows that hydraulic systems failures result in significant degradation of aircraft landing performance. In case of one or two reverse thrust, high-lift devices, spoilers and ground spoilers failures caused by hydraulic systems failures, the landing distance is increasing. The runway overrun danger increases with friction coefficient lowering (e.g., on wet runway).

The recommendations concerning aircraft power control system consumers distribution to ensure the required landing distances in considered failure cases are suggested.

Понижение акустического шума винтовых самолетов

Береговой В.Г., Токарев А.С., Тузиков С.А., Воробьев А., Санфиоров Д.
МАИ, ИМКК, г. Москва

Шум, создаваемый самолетами вблизи земли, пагубно влияет на экосистему и настроение местных жителей. В условиях все возрастающей плотности населения европейской части требования по снижению акустического шума становятся всё более жесткими. Акустический шум, создаваемый винтовыми

самолетами, может быть уменьшен с помощью доработки винта. В данной работе, в которой участвовали также кадеты Первого Московского кадетского корпуса, представлено несколько возможных направлений решения этой проблемы.

Из литературы известно несколько причин образования звука движущимся винтом. Для выработки решений было исследовано две основных: удар поверхности лопасти о неподвижный воздух и образование вихрей после прохождения лопасти сквозь воздух из-за толщины лопасти и разности давлений на поверхностях лопасти.

Первое направление решения проблемы – смягчить кромки с помощью мягких волокнистых поверхностей. Эффективность винта несколько снизится, но позволит шум будет уменьшен.

Второе направление – установить загибы на концах плоскостей крыла, направляющие поток против образования вихрей. Это уменьшит вихреобразование на задней кромке. Для повышения рассеивания и снижения аэродинамических потерь, загибы можно сделать не сплошными.

Третье направление – закрыть нижнюю часть винта звукопоглощающим кожухом. Кожух будет должен шум, идущий к земле. Это понизит аэродинамические качества летательного аппарата. Чтобы повысить их до прежнего уровня, кожух можно делать раскладывающимся на больших высотах и убирать вблизи земли.

Четвертое направление – заключить лопасти в цилиндрическую ленту, закрепленную на лопастях. Это понизит боковой шум винта. Однако, это увеличит вес винта и вызовет проблема с устойчивостью ленты на больших скоростях.

Рассмотренные варианты модификации винта для снижения шума реализуемы, но приводят к понижению КПД винта. Варианты экранирования шума специальными поверхностями или крылом сохраняют качество полета, однако могут увеличить вес летательного аппарата.

Reduction of acoustic noise propeller aircraft

Beregovoy V.G., Tokarev A.S., Tuzikov S.A., Vorobiev A., Sanfirov D.
MAI, IMCC, Moscow

The noise generated by the aircraft near the ground, a detrimental effect on the ecosystem and the mood of the local people. In the context of increasing population density of European requirements for reducing acoustic noise are becoming more stringent. The acoustic noise generated by the propeller-driven airplanes, can be reduced by using screw improvements. In this work, which was also attended by cadets of the First Moscow Cadet Corps, presented a number of possible ways to solve this problem.

From the literature there are several causes of moving screw sound: hit the blade surface of the still air and the formation of the vortex after passing the blades through the air because of the thickness of the blade and the pressure difference on the blade surfaces: For decision-making are two major was investigated.

One approach - to soften the edges using a soft fibrous surfaces. The effectiveness of the screw to decrease slightly, but allow the noise will be reduced.

The second direction – set bend at the ends of the wing planes, guides flush against the formation of vortices. This will reduce the vortex shedding at the trailing edge. To enhance dispersion and reduce aerodynamic losses, creases can be made continuous.

The third direction – to close the bottom of the propeller sound absorbing hood. The housing will have noise coming to the ground. This will reduce the aerodynamic quality of the aircraft. In order to increase them to previous levels, the housing can be made convertible at high altitudes and clean near the ground.

The fourth area – a cylindrical blade conclude tape fixed on the blades. This will reduce the noise of the side screw. However, this will increase the weight and the screw will cause a problem with the stability at high tape speeds.

The considered variants of the screw realizable modifications to reduce noise, but lead to a decrease in efficiency of the screw. Options for noise shielding special surfaces or wing retain the quality of the flight, however, may increase the weight of the aircraft.

Исследование работы теплообменника-конденсатора системы кондиционирования воздуха ЛА

Чичиндаев А.В.
НГТУ, г. Новосибирск

Использование в системе кондиционирования воздуха самолета Ту-204 (Boeing, Airbus, Superjet 100, МС-21 и др.) теплообменника-конденсатора для охлаждения сжатого воздуха за счет холодного воздуха с отрицательной температурой, выходящего из турбины приводит к ряду эксплуатационных проблем. Главным образом к обмерзанию части теплообменной поверхности, которое является причиной перекрытия живого сечения каналов, роста сопротивления и падения расхода воздуха в системе. Целью настоящей работы является анализ известных способов борьбы с обмерзанием теплообменника-конденсатора, описание особенностей противообледенительно-защиты и предложение вариантов решения данной проблемы.

Для задачи оптимизации конструкции теплообменников в настоящей работе используется обобщенный критерий, описывающий отношение термических сопротивлений холодного и горячего тракта, который включает в себя: соотношения исходных значения режимов течения теплоносителей; коэффициенты оребрения теплообменной поверхности; факторы, описывающие соотношение режимных параметров теплоносителей и площадей оребрений. Управляя отношением термических сопротивлений можно получить необходимую температуру теплообменной поверхности, препятствующую обмерзанию. В работе представлены результаты численного исследования влияния различной комбинации изменения режимных и геометрических факторов на уменьшение площади обмерзания поверхности теплообменника-конденсатора, включая использование переменного отношения термических сопротивлений. Исследованы следующие варианты конструкции теплообменника-конденсатора: одноходовые с общими для поверхности режимными, геометрическими факторами; многоходовые; одноходовые с переменными для поверхности геометрическими, включая использование режимных факторов.

Проведенное исследование тепловой защиты холодного тракта теплообменника-конденсатора позволило: 1) установить причины обмерзания конструкции теплообменника; 2) разработать основные принципы противообледенительной защиты конденсатора; 3) обосновать и предложить основные технические приемы изменения конструкции, позволяющие исключить отрицательные температуры теплообменной поверхности; 4) исследовать эффективность предложенных вариантов оптимизации конденсатора; 5) решить актуальную проблему создания незамерзающей конструкции, позволяющую повысить надежность и ресурс теплообменника-конденсатора авиационной системы кондиционирования воздуха. Результаты так же представляют практический интерес при проектировании теплообменного оборудования, работающего на влажном воздухе при отрицательных температурах.

Heat-exchanger-condenser of aircraft air conditioning system principle of work research

Chichindaev A.V.
NSTU, Novosibirsk

Using of heat-exchanger-condenser in the air conditioning system of the airplane Tu-204 (Boeing, Airbus, Superjet 100, MS-21, etc.) for cooling the compressed air by the cold air with negative temperature exiting the turbine results in a number of operational problems. Mainly it's frosting of the heat exchange surface, which is the cause of live-section channels frosting, resistance increasing and airflow in the system decreasing. The purpose of this work is to analyze the known freeze-up-fighting methods for heat-exchanger-condenser, description of the features of anti-icing protection and offering solutions to this problem.

For the problem of optimizing the design of heat exchangers in this work used generalized criterion that describes the ratio of thermal resistances of cold and hot sections, which include: the ratio of the initial values of heat transfer agents flow state; heat exchange surface finning coefficients; factors which describes the ratio of operating parameters and finning area. By controlling the ratio of the thermal resistance can be obtained the desired temperature of the heat exchange surface, which would prevent freezing. The work presents the results of a numerical study of the effect of different combinations of regime and geometrical factors changes on reduction of the heat-exchanger-condenser freezing surface area, including using of variable-ratio of thermal resistance. The following design options of heat-exchanger-condenser are studied: single-thread with common to the surface by operational, geometric factors; multipass; single-thread with variable geometry, including the use of regime, factors for surface.

The study of heat-exchanger-condenser's cold-path thermal protection allowed: 1) to establish the cause of heat-exchanger's construction frosting; 2) to develop the basic principles of condenser anti-icing protection; 3) to establish and offer the basic techniques of design changes, allowing to exclude negative temperatures of heat-exchange surface; 4) to analyse the effectiveness of proposed capacitor optimization options; 5) to solve an actual problem of creating a non-freezing design that allows to increase the reliability and durability of aircraft air conditioning system's heat-

exchanger-condenser. The results are also of practical interest for the design of heat transfer equipment, which operates in moist air at negative temperatures.

Исследование конструктивной схемы крыла с использованием современных расчётных комплексов

Шакиров В.И.

КНИТУ-КАИ, г. Казань

Крыло летательного аппарата является самой нагруженной частью конструкции, поэтому к нему предъявляются высокие требования при проектировании. Современные программные комплексы анализа прочности являются мощными инструментами для быстрого создания, редактирования, контроля качества и оптимизации расчётных моделей.

Целью данной работы являлось определение оптимальной конструкции крыла учебного планера КАИ-50, которое было выполнено по традиционной схеме с использованием композиционных материалов. Необходимо, чтобы крыло было прочным и лёгким, поскольку планер является учебным.

Для проведения данной работы, были изучено следующее:

- возможности программных комплексов, используемых для прочностного анализа конструкции летательного аппарата;
- выявлены основные проблемы применения на этапе разработки;
- проведение экспериментальной оценки применяемых технологий на механические характеристики элементов крыла
- выработать возможные методы решения проблем при проектировании, с использованием программных комплексов.

Разработана расчётная конечно-элементная модель крыла при помощи программного комплекса MSC Patran, используя имеющиеся в нём обширный и удобный в использовании набор возможностей для задания различных нагрузок, граничных условий, свойств материалов и конечных элементов, параметров расчета, а также для обработки, преобразования и визуализации результатов счета. Нагрузки, граничные условия и свойства конечных элементов могут быть привязаны как к геометрии, так и непосредственно к КЭ сетке.

Проведены расчётные исследования по выбору оптимальной формы нервюры крыла, с целью получения минимального веса конструкции и сохранению требуемых жёстких свойств. Планируется изготовление образцов нервюр для подтверждения полученных результатов.

The study of the structural layout of the wing with the use of modern computational systems

Shakirov V.I.

KNRTU-KAI, Kazan

The wing of the aircraft is the most loaded part of the design, so it has high demands in the design. Modern software systems structural analysis are powerful tools to quickly create, edit, quality control and optimization of computational models.

The aim of this work was to determine the optimal design of the wing training glider KAI-50, which was made according to the traditional scheme of using

composite materials. It is necessary that the wing was strong and light because the airframe is educational.

For this work, were studied the following

- features of the software used for stress analysis of aircraft constructions;
- the main problems of the application at the development stage;
- conduct experimental evaluation of the technologies on the mechanical characteristics of wing elements
- to develop possible problem solving techniques when designing, using software systems.

Developed computational finite element model of the wing with the software package MSC Patran. Using the existing extensive and easy-to-use set of capabilities to specify various loads, boundary conditions, material properties and finite elements calculation parameters, and to process, transform, and visualize the results of the account. Loads, boundary conditions and properties of finite elements can be attached to geometry, and directly to the FE mesh.

Conducted computational studies on the optimal shape of the ribs of the wing, with the aim of obtaining the minimum weight of the structure and preservation of the required gastronic properties. It is planned to manufacture samples of the ribs to confirm the obtained results.

Влияние подвижности кабины пилотажного стенда на качество моделирования задачи дозаправки

Зайчик Л.Е., Десятник П.А., Желонкин В.И., Желонкин М.В., Ткаченко О.И.

Яшин Ю.П.

ЦАГИ, г. Жуковский

Одной из серьёзных проблем моделирования полета в наземных условиях является воспроизведение действующих на летчика перегрузок и угловых ускорений, которые играют в пилотировании важную роль. В докладе рассматриваются результаты экспериментальных исследований по оценке влияния ускорений на пилотирование маневренного самолета в задаче дозаправки топливом в полёте.

Эксперименты проводились на пилотажном стенде ПСПК-102 ЦАГИ, имеющем 6-ступенную систему подвижности кабины и коллимационную систему визуализации внешней обстановки. Кабина стенда двухместная, оборудована боковыми ручками управления для каждого лётчика и имеет центральный пульт с рычагами управления двигателями. Пилотирование осуществлялось с места правого лётчика.

Задача летчика состояла в том, чтобы выполнить сближение с самолётом-заправщиком и осуществить контактирование с заправочным конусом. Эксперименты проводились с участием Заслуженного военного лётчика, имеющего большой практический опыт выполнения задачи дозаправки в условиях реальных полетов.

Целью исследований являлась оценка влияния подвижности кабины на качество моделирования задачи дозаправки и суждение лётчика о степени адекватности моделируемых условий на стенде условиям реального полёта. Оценка проводилась комплексно, на основе анализа объективных показателей

точности слежения за конусом, спектральных характеристик действий лётчика и параметров движения самолёта, а также субъективных комментариев лётчика.

Исследование показало, что воспроизведение на пилотажном стенде с подвижной кабиной действующих на лётчика перегрузок существенно повышает адекватность моделирования задачи дозаправки реальному полету по сравнению с неподвижным стендом. По словам лётчика, появление на стенде с подвижной кабиной ощущения нормальной, боковой, и, самое главное, продольной перегрузок придаёт «полету» ощущение реальности, и упрощает выполнение задачи дозаправки. Наиболее сильное влияние при этом оказывают продольные перегрузки, воспроизведение которых приводит к существенному повышению точности управления.

Полученные объективные данные и отзывы лётчика хорошо согласуются с анализом значимости для лётчика перегрузок и угловых ускорений, выполненным на основе разработанного ранее теоретического подхода к оценке влияния ускорений на пилотирование.

Effects of the flight simulator motion on the simulation fidelity in refueling task

Zaichik L.E., Desyatnik P.A., Zhelonkin V.I., Zhelonkin M.V., Tkachenko O.I.,
Yashin Yu.P.
TSAGI, Zhukovsky

One of the most complicated problems of on-ground flight simulation is reproduction of angular and linear accelerations felt by a pilot (motion cues) which play an important role in piloting. In the paper, the problem is considered for aircraft refueling task. The goal of the study is to estimate the effect of motion cues on piloting performance, pilot control activities and pilot's opinion on motion cueing adequacy.

Experiments were conducted on a simulator PSPK-102 TSAGI with 6-degree of freedom motion system and collimation visual system.

The experimental procedure is developed to simulate refueling on moving-base flight simulator, and motion system drive algorithms are tuned to obtain high fidelity of motion cueing for the considered piloting task.

Experiments are conducted with an Honored military test pilot who has rather large experience in real-flight refueling. The database is collected on the effect of motion cues on objective parameters, such as the tanker cone tracking accuracy, spectral characteristics of pilot control activity and aircraft state parameters, as well as on subjective pilot ratings and comments.

The study shows that motion cueing improves considerably the fidelity of on-ground simulation of the refueling task. The objective parameters and subjective pilot ratings received in the course of the study conform to theoretical principles developed earlier to estimate motion cues effects on piloting.

2. РАКЕТНЫЕ И КОСМИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ

2. Rocket and Space Systems

Design and Flight Results of LilacSat-2 Satellite

Feng Wang, Shi Qiu, Mingchuan Wei
Harbin Institute of Technology, Harbin, China

LilacSat-2 is a nanosatellite for technology demonstration designed and built and managed by a student team from Harbin Institute of Technology (HIT). This nanosatellite weighs 12 kilograms with $230 \times 370 \times 200 \text{ mm}^3$ outline. The subsystems of LilacSat-2 include: payload subsystem, structure subsystem, attitude determination and control subsystem (ADCS), electrical power subsystem (EPS), on-board data handling subsystem (OBDH), communication subsystem (COM) and thermal control subsystem. Four payloads are equipped in the satellite, named infrared camera, radio transponder, broadband receiver and FPGA software test platform. On September 19th 2016 UTC, the nanosatellite was launched into a 528 km by 551 km, 97.5° inclination orbit by a Changzheng-6 (CZ-6) rocket from Taiyuan Satellite Launch Center. The first signal was received by the groundstation in Singapore. All the six subsystems were working well judging from those telemetry data. A few days later, a large amount of first-hand data was received, which was related to the working state of the satellite. The four payloads were powered on to carry on some functional experiments. All the payloads were doing well in their missions, which means that this student nanosatellite was a complete success. In this paper, the detail system design and early orbit operations are introduced. Furthermore, some flight results of the payloads are presented and discussed.

Lunar Landing Trajectory and Abort Trajectory Integrated Optimization Design

Guo Jifeng, Bai Chengchao, Xu Xibao
Harbin Institute of Technology, Harbin, China

Manned lunar landing trajectory and abort trajectory design has always been a hot issue in the study of manned deep space exploration. There are mainly two types of manned lunar trajectory, i.e. free return trajectory and hybrid trajectory. The free return trajectory will enable the spacecraft to return to the earth safely after moving around the moon when there is no braking at perilune, therefore it is able to stop the spacecraft's return when it has faults. The deficiency is that its lunar surface area accessible is confined near the equator and it has no automatic return ability after completion of braking at perilune. But the hybrid trajectory consists of free return trajectory and non-free return trajectory, which, in theory, has no limitation in access to lunar surface, therefore it has been widely studied and applied. But only its free return trajectory has automatic return ability and other flight segments have no such ability.

Although the aim of manned lunar landing is to send astronauts to the lunar surface to carry out relevant scientific exploration, the safety of astronauts is still a top priority. In-depth study is required on how to protect lives and safety of astronauts and

how to effectively abort task and safely send astronauts back to the earth in the event of any fault or danger. Therefore, the manned lunar landing trajectory design shall incorporate the design of abort trajectory for the spacecraft return to the earth after faults occur to obtain the optimal trajectory for emergency lifesaving.

This article is based on Apollo research and aims at design of manned lunar landing trajectory (free return trajectory and hybrid trajectory); with consideration of abort and return after the spacecraft has faults and through application of the hybrid optimization method based on particle swarm optimization (PSO) and sequential quadratic programming (SQP), this article obtains the lunar landing trajectory that meet abort requirements and is optimal in energy consumption, so as to effectively protect lives and safety of astronauts and provide some references for manned lunar trajectory design.

Introduction to the world first 12 units cubesat ‘Star of AoXiang’

Jianguo Guo, Jun Zhou

Shaanxi Engineering Laboratory for Microsatellites, Northwestern Polytechnical University, Xi’an, People’s Republic of China

CubeSats have been investigated by universities and institutes worldwide due to their promising potential. Star of AoXiang(SAX), the world first 12U Cubesat, is a scientific demonstration cubesat launched successfully by China’s new generation CZ-7 launch vehicle in 25 June, 2016. It is developed by Shaanxi Engineering Laboratory for Microsatellites (SELM) of Northwestern Polytechnical University. The prime mission of the satellite is to investigate the polarized sun light navigation and to perform micro-gravity research. In order to demonstrate the 12U platform, SELM has developed many components and subsystems for SAX, such as a digital 3-axis magnetorquer system, a fault tolerant onboard computer, a 12U structure and etc.

Recently the SAX has been working normally in the orbit according to the results of Satellite Telemetry and Control Data. It has been shown that all the designed subsystems are applicable for other CubeSats.

К вопросу моделирования траектории полета неуправляемых ракет

Муса Ханлар оглы Ильясов¹, Ниджат Парвиз оглы Абдулла²

¹НАА, г. Баку, Азербайджан;

²METU NCC, г. Анкара, Турция

Как известно одним из основных направлений создания беспилотных летательных аппаратов является проектирования и производство различных типов ракет. Несмотря на большие успехи, достигнутые в данной области, существующие подходы по проектированию ракетной техники все еще нуждаются в совершенствовании.

Одним из основных проблем, при создании ракетной техники, является точное моделирование траектории полета и численное решение математической модели указанной задачи. Естественно, решение такой задачи требует от исследователя максимального и корректного учета всевозможных факторов, влияющих на форму траектории ракеты и точных знаний о физической природе последних. Такое обстоятельство напрямую определяет эффективность основных принципов и стратегий проектирования, а также конструктивных

особенностей ракет.

Согласно цели рассматриваемого исследования, была поставлена задача уточнить математическую модель траектории неуправляемой ракеты с учетом изменения плотности воздуха. В простом случае, неуправляемое движение ракеты в продольной плоскости описывается уравнениями

$$m \frac{dv}{dt} = R - G \sin(\theta) - X, \quad m v \frac{d\theta}{dt} = -G \cos(\theta), \quad \frac{dy}{dt} = v \sin(\theta), \quad \frac{dx}{dt} = v \cos(\theta), \quad \frac{d\rho}{dt} = -\frac{1}{7800} \rho_0 v \sin(\theta) e^{-\frac{1}{7800} v \sin(\theta)}$$

Применение данной системы позволяет рассчитывать траекторию ракеты с учетом изменения плотности непосредственно в рассматриваемой точке баллистического движения.

Наряду с этим применен новый подход по расчету траектории, где для различных участков траектории предлагается автомодельные решения (для различных участков траектории применяются различные независимые переменные, например, x , y , θ или v вместо времени t).

На основе разработанных подхода и моделей проведено решение системы дифференциальных уравнений первого порядка с помощью метода Рунге-Кутты четвертого порядка. Исследования были проведены как ручными вычислениями, так и применением математического пакета Mathcad 15.

On the issue of modeling of flight trajectory of a uncontrolled rockets

Musa Khanlar Ilyasov¹, Nijat Parviz Abdulla²

¹National Aviation Academy, Baku, Azerbaijan

²METU NCC, Ankara, Turkey

As it is known one of the most important directions in the engineering of the unmanned flight vehicles is design and manufacture of different types of rockets. Despite the successful achievements in this field various approaches regarding the engineering of the unmanned flight vehicles still need to be accomplished.

One of the main problems regarding the rocket technics design is the precise modeling of the trajectory and numerical solution of the mathematical model describing the motion of the flight. By all means this kind of solution requires the researcher to have a strong mathematical preparation and ability to analyze all the possible factors that affect the shape of the trajectory. This kind of circumstance directly determines the effectiveness of the main principles and strategies of the design, also the constructional specifications of a rocket.

According to the task of the research the mathematical model of the trajectory of an unmanned rocket with the varying air density was supposed to be determined. Basically, the motion of a rocket is described using the following simple equations:

$$m \frac{dv}{dt} = R - G \sin(\theta) - X, \quad m v \frac{d\theta}{dt} = -G \cos(\theta), \quad \frac{dy}{dt} = v \sin(\theta), \quad \frac{dx}{dt} = v \cos(\theta), \quad \frac{d\rho}{dt} = -\frac{1}{7800} \rho_0 v \sin(\theta) e^{-\frac{1}{7800} v \sin(\theta)}$$

The application of the given system allows to compute the trajectory of a rocket taking the change in air density into account directly at the point that is being considered of the ballistic motion.

Along with this a new approach has been used. In this approach for different parts of the trajectory an auto-model solution has been presented (for different parts of the trajectory independent variables v , θ , x and y are used).

The system of equations describing the motion of the flight are solved using the method of Runge-Kutta of the fourth order. The computations have been carried out both manually and using Mathcad 15 environment.

Расчёт параметров орбит и моделирование пространственных манёвров космических аппаратов дистанционного зондирования Земли

Ашимов И.Н., Купцов В.В., Петрухина К.В.

Самарский университет, г. Самара

Космические аппараты (КА) дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ), предназначены для получения информации о поверхности и атмосфере планеты. КА ДЗЗ позволяет осуществить сплошной обзор поверхности Земли для решения множества задач различного назначения. Данные от КА ДЗЗ используются для изучения и контроля природных ресурсов Земли, исследования динамики природных процессов и явлений, сбора информации о состоянии лесных и сельскохозяйственных территорий и для решения других прикладных и фундаментальных задач.

Качественное зондирование поверхности Земли обеспечивает оптимально выбранные параметры орбиты: период обращения КА, наклонение орбиты, эксцентриситет и другие. Также для получения лучшего качества информации предпочтительным оказывается функционирование аппарата на минимальных высотах полета над поверхностью Земли. Высота полета космического аппарата во время продолжительного зондирования может изменяться из-за влияния сопротивления атмосферы и прецессии линии апсид орбит. В связи с этим необходимо управлять движением центра масс КА ДЗЗ с целью поддержания параметров орбиты в допустимой окрестности требуемых значений этих параметров с точки зрения выполнения условий зондирования.

С внедрением современных цифровых технологий аэрокосмическое зондирование приобретает все более важное экономическое значение и становится востребованным в различных отраслях промышленности. Поэтому требуется развитие исследований в этой области, обеспечение увеличения срока службы КА и повышение качества получаемых данных.

Для выполнения автоматизированных расчётов разработано программное обеспечение (ПО), позволяющее производить расчеты межорбитальных переходов для выведения КА на рабочую орбиту. В частности, проводятся оценка затрат характеристической скорости на пространственные маневры межорбитальных переходов и выбор оптимальной схемы межорбитального перехода.

На этапе функционирования КА проводятся расчеты параметров рабочей орбиты в зависимости от условий зондирования, а именно: расчет полосы обзора КА как без учета, так и с учетом вращения Земли, расчет параметров квазисинхронных, геосинхронных и солнечно-синхронных орбит. Кроме того, ПО позволяет проводить анализ кратности и порядка орбит. Результаты расчетов выводятся в численном и графическом видах.

Calculation parameters of orbits and modeling of spatial maneuvering spacecraft remote sensing of the Earth

Ashimov I.N., Kuptcov V.V., Petrukhina K.V.

Samara University, Samara

Space vehicles (SV) Earth remote sensing (ERS) are designed to obtain information about the surface and the atmosphere of the planet. SV ERS allows for a solid overview of the Earth's surface for lots of different things for different purposes. Data from remote sensing spacecraft used to study and monitoring of the Earth's natural resources, studies of the dynamics of the natural processes and phenomena, collecting information on the State of forest and agricultural areas and other applied and fundamental tasks.

Quality sensing the Earth's surface provides optimum selected orbital parameters: nodal period, inclination, eccentricity and others. To obtain better quality of information preferred turns out to be functioning at minimum flight altitudes above the Earth's surface. Altitude of the spacecraft during the long sensing can vary due to the influence of atmospheric drag and the precession of the apsides line orbits. In this regard, it is necessary to control the movement of the center of mass of the earth remote sensing spacecraft to maintain orbital parameters in the permissible destinations required parameter values in terms of fulfillment of the conditions.

With the introduction of modern digital technologies aerospace sensing is becoming more economic importance and is becoming popular in various industries. Therefore develop research in this area, to ensure longer life and improving the quality of the data produced.

To perform automated calculations developed software (SW) that allows you to make calculations interorbital transitions of the spacecraft into the working orbit. In particular, carried out cost estimation of the characteristic velocity on the spatial maneuvers interorbital transitions and choice of the optimum scheme of the interorbital transition.

In the operational phase, the spacecraft conducted calculations of parameters of the working orbit, depending on the conditions of probing: the calculation of the width visibility of the SV as excluding and taking into account the Earth's rotation, the calculation of the parameters quasi synchronous, geosynchronous and sun-synchronous orbits. In addition, allows the analysis of the multiplicity and order of the orbits. The results of the calculations are displayed in numerical and graphical forms.

Система управления движением малого космического аппарата

Бадретдинова Д.Ф., Филатов А.В., Шипов М.Г.

РКЦ «Прогресс», г. Самара

Представлена система управления движением малого космического аппарата (МКА) «Аист-2Д», результаты наземных и лётных испытаний. МКА дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) «Аист-2Д» разработки АО «РКЦ «Прогресс» выведен на рабочую орбиту в результате первого пуска с космодрома «Восточный» 28 апреля 2016 года. В настоящее время система управления движением (СУД) и МКА в целом проходят лётные испытания.

СУД МКА ДЗЗ «Аист-2Д» представляет собой законченную автономную систему с минимальным количеством внешних информационно-управляющих связей. В состав системы входят вычислительные и управляющие средства, средства коммутации питания бортовой аппаратуры (БА) СУД, система сбора и обработки телеметрической информации с БА СУД (аналоговой и программной), запоминающее устройство, чувствительные элементы и исполнительные органы.

СУД предназначена для стабилизации и ориентации спутника при работе оптико-электронной аппаратуры видимого диапазона наблюдения (ОЭА-ВД)

«Аврора», при работе научной аппаратуры, разработанной в Самарском университете.

СУД МКА обеспечивает выполнение следующих функциональных задач:

- гашение начальных угловых скоростей МКА после отделения от средства выведения и при повторных приведениях изделия в ориентированное положение;
- приведение МКА из неориентированного положения в ориентированное на Солнце положение (номинальная программа) и обеспечение одноосной ориентации;
- приведение МКА в ориентированное в орбитальной (ОСК) или гармонической орбитальной (ГОСК) системе координат положение;
- построения приборной инерциальной системы координат текущей эпохи;
- переориентация в требуемое угловое положение за заданное время;
- диагностирование и документирование состояния системы (посредством накопления программной и схемной телеметрической информации о состоянии БА СУД);
- автономная реконфигурация системы при обнаружении отказа её структурных элементов, а в случае невозможности реконфигурации – отключение СУД и выдачи соответствующей информации на наземный комплекс управления;
- коммутация питания БА СУД и выдачу команд управления на БА СУД.

Основные характеристики, обеспечиваемые СУД МКА:

- 1) Приведение в ориентированное положение за время не более 200 минут после отделения МКА от средств выведения;
- 2) Переориентация при наличии оскулирующих элементов орбиты за время не более 300 с;
- 3) Точность построения приборной инерциальной системы координат текущей эпохи по углу не хуже 3 угл. мин., по угловой скорости не хуже 0.005 %/с;
- 4) Переориентацию с угловыми скоростями до 0.9 %/с и угловыми ускорениями до 0.015 %/с².

СУД, с учётом минимальных доработок, позволяет изменять (наращивать или уменьшать) свою функциональность и свои точностные и динамические характеристики.

Результаты испытаний МКА «Аист-2Д».

В процессе наземных испытаний впервые была применена технология интегрирования специального бортового и испытательного программного обеспечения, что позволило многократно сократить время наземной отработки всей системы. Замкнутость системы управления движением позволила также провести испытания всех подсистем автономно. В составе изделия проверялось информационное взаимодействие СУД с другими системами МКА.

Проверена возможность перепрограммирования исполняемого кода ПО УМВС. Благодаря чему появилась возможность лётной отработки различных вновь разрабатываемых алгоритмов.

По результатам лётных испытаний проверены чувствительные элементы и исполнительные органы СУД. Заложенные технические и алгоритмические решения позволили достигнуть требуемые точностные характеристики и создать задел для их улучшения.

Разработанную СУД возможно установить не только на МКА, но и на полноразмерные КА с минимальными доработками в части обеспечения динамических характеристик системы.

Small Satellite Motion Control System

Filatov A.V., Shipiv M.G., Badretdinova D.F.
SRC Progress, Samara

The article deals with Aist-2D Small Satellite (SS) Motion Control System (MCS) and results of the ground and flight tests. Aist-2D Small Remote Sensing Satellite (SRSS) designed by Progress JSC was placed into orbit during the first launch from Vostochny launch site on April 28, 2016. At present its Motion Control System (MCS) and the SS as a whole are undergoing flight tests.

Aist-2D SRSS MCS is essentially an autonomous closed system with minimal number of external management communications. The system includes computing and control facilities, Onboard Hardware (OH) patching facilities, OH MCS analogous and programmed telemetry information acquisition and processing system, HDU, sensors and actuators.

MCS is meant to stabilize and orient the satellite when Aurora visible range optronic equipment or research hardware designed in Samara University operates.

SS MCS provides for the fulfillment of the following functional tasks:

- SS initial angular velocity damping upon separation from the launcher and repeated transfer to controlled flight;
- transfer of SS from free-flying operation to Sun-oriented flight (nominal program) and maintaining the single-axis orientation;
- SS orientation in the Orbital Coordinate System (OCS) or harmonically vibrating Orbital Coordinat System (hOCS);
- formation of the instrument inertial coordinate system in the current epoch;
- angular reorientation within the given time;
- diagnostics and registration of the system status (by means of OH MCS programmed and circuit telemetry information accumulation);
- autonomous system reconfiguration in case of component failure, or MCS deactivation and reporting to the ground segment of the control system in case reconfiguration is impossible;
- OH MCS power switching and relaying of control commands to OH MCS.

OH MCS main characteristics:

- 5) Orientation time – 200 minutes maximum upon separation from the launcher;
- 6) Reorientation if osculating orbital elements are available – 300sec maximum;
- 7) Angle accuracy of the instrument inertial coordinate system in the current epoch – at least 3 deg. min, angular velocity accuracy – 0.005 °/sec;
- 8) Reorientation with angular velocities up to 0.9°/sec and angular accelerations up to 0.015 °/sec².

Minimal updates of MCS allow to modify (enlarge or reduce) its capabilities, accuracy and dynamic characteristics.

Aist-2D SS test results.

Special purpose onboard and testing software was first integrated during ground tests. This allowed stepping down the time necessary for the complete system during

ground working out. The closed control system gave opportunity to test all the subsystems autonomously. Being a part of the SS the MCS was checked for information interaction with other systems.

Possibility to reprogram the multipurpose mainframe computer software runtime was checked as well. Thus in-flight working out of the newly developed algorithms became possible.

MCS sensing and functional elements were checked during flight tests. Engineering solutions and knowledgeable algorithmic decisions allowed meeting accuracy characteristics and laying the groundwork for their improvement.

The presented MCS with minor modifications specifically pertaining to system dynamic characteristics may be installed not only on a SS, but a full-scale satellite.

Исследование процессов возникновения собственной внешней атмосферы на космический аппарат и методов борьбы с ними

Бобров А.А., Бычкова К.А.

МАИ, г. Москва

Полет космических аппаратов на околоземной орбите и к другим объектам Солнечной системы происходит в ионизированном газовом облаке, называемом собственной внешней атмосферой. Формирование собственной внешней атмосферы происходит за счет процессов газовой выделенности и сублимации конструкционных материалов, составляющих поверхность космического аппарата, утечки газов из внутренних отсеков, выхлопных продуктов электроракетных двигателей, космической пыли и т.п. Важно отметить, что часть составляющих собственную внешнюю атмосферу частиц находятся в ионизированном состоянии. Воздействие собственной внешней атмосферы ведет к нарушениям функционирования космического аппарата, разного рода повреждениям и образованиям помех в работе радиоэлектронного и оптического оборудования.

Задача определения параметров собственной внешней атмосферы и ее влияния на работу космических аппаратов является весьма актуальной при создании современных космических аппаратов с длительными сроками активного существования. Теоретические и экспериментальные исследования процессов формирования собственной внешней атмосферы и ее воздействия на космический аппарат ведутся с середины 70-х годов прошлого века. Трудности решения этой задачи связаны с многообразием физических процессов и явлений, происходящих в собственной внешней атмосфере.

В зависимости от активности различных агрегатов космического аппарата, работа которых связана с выбросом массы или механическими возмущениями обшивки корабля, изменяются параметры и свойства собственной внешней атмосферы. Продукты собственной внешней атмосферы космического аппарата довольно долго сопровождают его в полете, образуя облако газа и частиц, которое рассеивает солнечный свет, что может мешать ориентации космического аппарата, наблюдениям неярких источников света, а также наблюдениям рассеянного ультрафиолетового излучения Солнца. Пылевые частицы могут рассеивать свет Солнца и иметь яркость, сравнимую с яркостью звезд первой величины. Помимо этого, ионы, атомы и молекулы собственной

внешней атмосферы космического аппарата, осаждаясь на внешних поверхностях, сильно изменяют физические свойства последних.

Исследованию процессов, приводящих к образованию собственной внешней атмосферы космических аппаратов, и поиску методов борьбы с ними посвящена настоящая работа с целью повышения качества эксплуатации космической техники.

Investigation of emergence of own outer atmosphere to the spacecraft and methods of combating with them

Bobrov A.A., Bychkova K.A.

MAI, Moscow

The spacecraft's flight in Earth orbit and to other objects in the solar system occurs in the ionized gas cloud, called his own outer atmosphere. The forming of their own outer atmosphere happen due to the processes of gas evolution and sublimation of structural materials that make up the surface of the spacecraft, the leakage of gases from internal compartments, exhaust electric propulsion products, cosmic dust, etc. It is important to note that some components of their own foreign particles of the atmosphere are ionized. The impact of its own outer atmosphere leads to violations of the spacecraft functioning, all sorts of damage and produce interference in the electronic and optical equipment.

The problem of determining the parameters of its own outer atmosphere and its impact on the operation of space vehicles is very relevant while creating modern space vehicles with long periods of active existence. Theoretical and experimental researching of the processes of formation of its own outer atmosphere and its impact on the spacecraft conducted since the mid 70-ies of the last century. The difficulty of solving this problem is associated with a variety of physical processes and phenomena occurring in the own outer atmosphere of the spacecraft. Depending on the activity of the various units of the spacecraft, which work is connected with the release of the mass disturbances or mechanical plating of the ship, change the parameters and properties of its own outer atmosphere.

The spacecraft's own outer atmosphere products accompanies him for a long time on the flight, forming a cloud of gas and particles that scatter sunlight, which could interfere with the orientation of the spacecraft, the observations of fainter light sources as well as the observations of the scattered ultraviolet radiation from the sun. Dust particles can scatter the light of the sun and have brightness comparable to the brightness of the stars of the first magnitude. Besides ions, atoms and molecules of the spacecraft's own outer atmosphere, deposited on the outer surfaces, greatly alter the physical properties of the latter.

This work is about researching of the processes leading to the formation of own outer atmosphere, and finding ways to combat it in order to improve the quality of operation of space technology.

Метод формирования фоно-целевой обстановки для оптико-электронных специальных систем ракетно-космического назначения и его аппаратная реализация

Богданов И.В., Величко А.Н.

КБТочмаш, г. Москва

Решение задач, поставленных в данной работе предполагало разработку метода формирования фоно-целевой обстановки (ФЦО) для оптико-электронных специальных систем ракетно-космического назначения работающих в широком спектральном диапазоне (от ультрафиолетовой до дальневолновой инфракрасной области), применяемых в военных и научно-исследовательских целях, а также его практическая реализация для подтверждения правильности выбранной принципиальной схемы.

ФЦО формируется в поле зрения оптико-электронных приборов (ОЭП) с целью решения комплексной задачи, позволяющей, в том числе, эффективно проводить различные виды их испытаний:

- оценка возможности обнаружения одиночного объекта наблюдения движущегося с заданной угловой скоростью на определённой дальности;
- проверка надежности автообнаружения одиночного или одного из группы объектов при имитации фоновой боковой засветки входного зрачка ЭОП;
- оценка точностных характеристик (например, систематической и случайной ошибок измерения угловых рассогласований);
- определение светоэнергетических характеристик, таких как эквивалентную шуму разность температур, минимально обнаруживаемая разность температур, угловое разрешение при нормированном контрасте и другие;
- проверка различных алгоритмов селекции объекта наблюдения (спектральным, пространственным, траекторным и иным признакам);
- проверка устойчивости и точности режима автосопровождения при имитации процессов приближения объектов наблюдения к ОЭП;
- подтверждение эксплуатационных характеристик ОЭП.

В первой части работы был проведён анализ существующих методов и способов формирования ФЦО. Рассмотрен как отечественный, так и зарубежный опыт, выделены основные преимущества и недостатки реализованных методов. Приведены их принципиальные схемы.

Во второй части была рассмотрена реализация метода формирования ФЦО для ОЭП в виде стендов на базе лаборатории КБточмаш им. А.Э. Нудельмана. Представлены конструктивные узлы и элементы, принципиальные оптические схемы, программное обеспечение для управления стендами и методики проведения испытаний.

Результатом выполненной работы служит конечный метод формирования ФЦО для ОЭП ракетно-космического назначения реализованный на специальных стендах, который позволяет снизить расходы и время на их разработку за счёт отработки работоспособности в лабораторных условиях и повысить качество приборов до запуска в космическое пространство.

Background and target situation forming method for special optronic systems of missile and space purpose and its device implementation

Bogdanov I.V., Velichko A.N.

Nudelman Precision Engineering Design Bureau, Moscow

Solution of the tasks given in the work proposed developing of the background and target situation (BTS) forming method for special optronic systems of missile and

space purpose in wide range (from UV to long-wave IR region) that are used in defense and research goals, practical implementation of the method to confirm the correctness of selected schematic circuit, as well.

BTS is formed in optronic devices field of view to solve integrated task enabled to conduct different tests types including:

- estimated capability to detect single object under observation that is moving with given angular velocity in defined range;
- reliability testing of single or one of group objects autodetection during background lateral noise simulation of entrance pupil;
- estimate of characteristics accuracy (for example, constant and random errors of angular deviation measuring);
- determination of photoenergy characteristics, such as noise equivalent temperature difference, minimum detectable temperature difference, angular resolution in normalized contrast and others;
- checking of different algorithms of an object under observation selection (spectral, spatial, trajectory and other characteristics);
- checking of autotracking mode stability and accuracy in processes simulation of an object under observation approaching to the optronic device;
- the optronic device operating characteristics verification.

First part of the work analyses current methods and modes of BTS forming. It is examined both national and foreign experience, marked out main advantages and shortcomings of implemented methods, given their schematic circuits, as well.

Second part of the work considers realization of BTS forming methods for optronic device as benches on the base of Nudelman Precision Engineering Design Bureau laboratory. It is presented structural assemblies and elements, optical schematic circuits, software for the benches control and testing procedure.

The result of the done work is the ultimate method of BTS forming for optronic devices of space and missile purpose that is realized in special benches and enables to reduce optronic devices development expenses due to operability tryout in laboratory environment and to improve the devices quality before space launch.

Реализация режима маршрутной многоканальной съемки в космических РСА

Бульгин М.Л.
МАИ, г. Москва

Использование многоканальных режимов съемки в космических РСА с цифровой АФАР позволяет обходить ограничения, накладываемые эффектами неоднозначности. Методы многоканальной съемки при разнесении антенных лучей по азимуту позволяют улучшить пространственное разрешение в различных режимах, однако для расширения полосы съемки необходимо применять технику сканирования, что сокращает время синтеза в каждом парциальном кадре и ухудшает разрешение. Возможность разнесения антенных лучей по углу места позволяет реализовывать в РСА режимы, в которых полоса съемки может быть расширена в 2-3 раза по сравнению с полосовым режимом съемки.

Данный подход аналогичен традиционной одноканальной маршрутной съемке без сканирования. Особенностью реализации данного режима съемки является необходимость работы с одинаковым периодом повторения в каждой парциальной полосе, которые визируются одновременно. Поэтому при выборе периода повторения необходимо учитывать, что диапазон одновременно визируемых горизонтальных дальностей расширяется примерно в 2 раза и не должен содержать слепых зон и надирных отражений, что затрудняет поиск рабочего периода повторения.

Расчеты показывают, что распределение слепых зон и надирных отражений допускают пространственное разнесение антенных лучей по углу места при работе с одинаковым периодом повторения при условии отсутствия указанных помех в пределах диапазона визируемых углов. Однако полоса обзора сокращается примерно в 2 раза, поскольку рабочий период не всегда может быть найден при больших углах визирования.

В таких случаях для обеспечения съемки можно зафиксировать значение суммарной полосы съемки, отсчитываемой по горизонтальной дальности. Выбор периода повторения при этом может допускать попадание зон слепых дальностей и надирных отражений на край облучаемого участка местности.

Использование данного подхода при использовании нескольких приемопередающих каналов позволяет в соответствующее число раз расширить полосу захвата по сравнению с аналогичным одноканальным методом визирования. Так же, возможно сочетание многоканальной маршрутной съемки с техникой сканирования по углу места для расширения полосы съемки.

Spaceborne SAR multi-channel Stripmap Mode implementation

Bulygin M.L.
MAI, Moscow

Using digital AESA in spaceborne SAR with digital beamforming allows to get round fundamental limitations caused by ambiguity effect. Methods of multi-channel imaging with horizontal digital beamforming can improve azimuth resolution in various modes. But to expand swath ScanSAR technique must be used. It reduces the synthesis aperture length of each partial frame and degrades the azimuth resolution. The ability to form vertical multi-beam pattern allows to implement Stripmap Mode with extended swath by 2-3 times without azimuth resolution degrades.

This method is similar to conventional single-channel Stripmap Mode. A feature of this method is a need to work with the same PRF in each partial strip which observed simultaneously. Therefore choosing PRF important to take into account that the range of observing ground range is expanded approximately 2-3 times. Also, this horizontal ranges should not contain both eclipses (blind zones) and nadir returns.

Distribution of eclipsing and nadir returns for multi-channel Stripmap Mode permits using several apertures in elevation when working with the same PRF in the absence of eclipsing and nadir returns during receiving echo-signal. However, accessible elevation angle range is reduced by about 2 times because working period cannot be found at high angles.

To ensure the imaging at high angles range value of the total swath can be fixed. Selection of the PRF can allow appearance of eclipsing and/or nadir returns on the edge of the observed area.

Thus, using this method with K vertical antenna beams allows to extend swath approximately K times. Also combination of multi-channel Stripmap Mode with ScanSAR technique is possible.

Выбор конструкционного материала и формы газового руля системы склонения беспилотного летательного аппарата

Виндекер А.В., Парафесь С.Г.
МАИ, г. Москва

Для управления вектором тяги по направлению при вертикальном старте беспилотного летательного аппарата (БЛА) применяют газодинамические органы управления. В качестве органов управления при склонении БЛА часто применяют газовые рули.

Для более эффективного использования данного органа управления варьируют множества параметров. Рассмотрены проблемы выбора материала и сравнение форм профиля газодинамического органа управления. При выборе материала основным критерием является количество уносимого материала с поверхности газового руля в единицу времени. Т.е. надо выбрать материал таким образом, чтобы при воздействии газовой струи на руль он не выгорел сразу, а обеспечивал свою работоспособность в течение всего времени, отведенного на его работу. Основные потери материала происходят на передней кромке газового руля. С целью уменьшения этого вредного эффекта выбирают термоэрозсионностойкий материал (графит, молибден и др.).

На выбор геометрических параметров газового руля влияют характеристики газового потока, обтекающего руль. Получение при этом достоверных результатов затрудняется неравномерностью газового потока из сопла, наличием в нем несгоревших частиц топлива, затупленным профилем руля, влиянием на его обтекание боковых кромок и интерференции со стенками сопла. Конфигурация руля выбирается таким образом, чтобы обеспечить требуемое значение управляющей силы в конце работы руля с учетом ожидаемого выгорания передней кромки.

Нахождение руля в перегретой газовой среде, оказывающей сильное эрозсионное воздействие, вызывает необходимость увеличения толщины профиля, затупления его передней и задней кромок. В условиях сверхзвукового обтекания это может существенно повысить лобовое сопротивление рулей и тем самым снизить тягу двигателя.

При эксплуатации газовых рулей необходимо учесть возможность их применения в комбинации с аэродинамическими органами управления (поворотным оперением). В этом случае газовые и аэродинамические рули имеют одну ось вращения. При использовании такой комбинации органов управления на первых ступенях БЛА газовые рули обеспечивают требуемую траекторию на ее начальном участке, где аэродинамическое управление не эффективно вследствие малой скорости полета.

Окончательное решение по выбору параметров газового руля принимается на основе анализа большого количества модельных и натуральных испытаний рулей-аналогов.

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства образования и науки Российской Федерации, проект № 834.

Choice of structural material and form gas rudder of declination system of unmanned aerial vehicle

Windecker A.V., Parafes S.G.

MAI, Moscow

Gas-dynamic control devices are used for thrust vector control in the direction vertical launch of the unmanned aerial vehicle (UAV). Gas rudders are often used as controls for the UAV declination.

There are many parameters which range for the more effective use of the gas rudders. The choice of material and comparison of shapes of gas-dynamic profile of the gas rudder are considered. When selecting material the main criterion is the quantity of the entrained material from the gas rudder surface in a unit of time. That is, the material should be chosen in such a way that when exposed to a gas jet the gas rudder is not burnt immediately, and the gas rudder provided its capacity during the entire time allotted to its work. The main loss of material occurs at the leading edge of the gas rudder. To reduce this harmful effect chooses thermoerosional material (graphite, molybdenum, etc.).

Characteristics of the gas flow around the rudder affect the selection of geometric parameters of the gas rudder. Obtaining the reliable results is hampered by uneven the gas flow from the nozzle, the presence of unburned particles of the fuel, a blunt profile of the rudder, influence its side edges on the flow around and interference with the nozzle walls. The configuration of the rudder shall be chosen to provide the desired value of the force at the completion of the work of the rudder with the expected burnout of its front edge.

Finding the rudder in the superheated gas flow has a strong erosive effect, causes the necessity of increasing the thickness of the rudder profile, blunting its front and rear edges. In the conditions of supersonic flow it may significantly increase the drag of the rudder, thereby reducing engine thrust.

The possibility of application of gas rudders in combination with aerodynamic controls (rotary wings) must be considered for the UAV declination. In this case, the gas and aerodynamic control surfaces have the same axis of rotation. When using such combination of control surfaces, gas rudders provide the desired trajectory of the UAV at its initial section, where aerodynamic control is not effective due to the low airspeed.

The final decision on the choice of parameters of the gas rudder is based on the analysis of a large number of model and full-scale tests of the rudders-analogues.

The work is executed at financial support of the Ministry of education and science of Russian Federation, the project No. 834.

Анализ динамики электродинамической тросовой системы при изменении параметров орбит малых космических аппаратов и наноспутников

В работе проводится анализ динамики электродинамической тросовой системы (ЭДТС) на орбите спутника Земли и оцениваются возможности применения ЭДТС для изменения параметров орбит малых космических аппаратов (КА) и наноспутников.

Исследуется динамика ЭДТС в режиме генерации тяги, когда по тросу пропускается постоянный электрический ток в заданном направлении. Тросовая система состоит из двух КА и проводящего невесомого троса, длиной порядка одного километра. Уравнения движения тросовой системы на орбите записываются в подвижной орбитальной системе координат с помощью формализма Лагранжа. Особенностью полученной модели является возможность совместного анализа продольных и поперечных колебаний троса при произвольном соотношении масс КА в пространственном случае. Сила Ампера, возникающая при взаимодействии электропроводящего троса с магнитным полем Земли, используется для изменения параметров орбит малых КА и наноспутников.

Рассматривается случай, когда по проводящему тросу пропускается постоянный ток, а центр масс системы движется по эллиптической орбите с некоторым наклоном. Результаты моделирования показывают, что режимы движения ЭДТС, когда массы концевых точек равны или близки, имеют несомненные преимущества, так как расширяют диапазоны возможных значений тока и приводят, в общем случае, к почти плоскому движению системы. Оценивается эффективность использования ЭДТС для изменения параметров орбит, рассматриваемых КА. Показано, что с увеличением наклона орбиты эффективность применения ЭДТС падает (например, при наклоне орбиты в 60 град приращение большой полуоси орбиты уменьшается приблизительно в два раза).

Если же массы концевых тел различны, то пространственное движение ЭДТС становится более сложным. Кроме того, в этом случае на систему действует периодическое возмущение, связанное с движением центра масс ЭДТС по эллиптической орбите. Показано, что преимущество имеют режимы движения ЭДТС, когда нижняя концевая точка в положении равновесия смещена в сторону орбитального движения системы, так как это расширяет диапазоны возможных значений тока и уменьшает амплитуды колебаний системы относительно положений равновесия.

Analysis of the dynamics of the electrodynamic tether system when changing the parameters of the orbits of small satellites and nano-satellites

Voevodin P.S.
Samara University, Samara

The paper analyzes the dynamics of the electrodynamic tether system (EDTS) satellites orbiting the Earth and evaluated the possibility of using EDTS to change the parameters of the orbits of small spacecraft and nano-satellites.

The dynamics EDTS mode thrust generation, when the tether passes a constant electric current in a given direction. Tether system consists of two satellites and

conducting weightless tether length of about one kilometer. The equations of motion of a tether system in orbit is recorded in the mobile orbital coordinate system using the Lagrange formalism. Feature of the resulting model is the possibility of a joint analysis of longitudinal and transverse vibrations of a tether with an arbitrary ratio of the spacecraft mass in the spatial case. Ampere force that occurs in the interaction of electrically conductive tether with Earth's magnetic field is used to change the parameters of the orbit of small satellites and nano-satellites.

The case is considered when conducting the tether is passed a constant current, and the center of mass of the system moves in an elliptical orbit with a certain inclination. Simulation results show that the modes of motion EDTS when the mass of the end points are equal or similar, have undoubted advantages since expands the range of possible values of the current and bring, in general, to a nearly planar motion of the system. Efficiency use EDTS for change of parameters of orbits of considered satellites is estimated. It shows that an increase in orbital inclination of efficacy of EDTS falls (for example, orbital inclination of 60 degrees increment semi-major axis decreases approximately twice).

If the mass of the end-bodies are different, the spatial motion EDTS becomes more complex. Moreover, in this case the system operates on a periodic perturbation associated with the movement of the center of mass EDTS elliptical orbit. It shows that the advantage has EDTS motion modes, when the lower end point in the state of equilibrium is shifted towards the orbital motion of the system, as it expands the range of possible values of the current and decreases the amplitude of the oscillations of the system with respect to the equilibrium positions.

Автономное управление движением центра масс космического аппарата на геостационарной орбите

Войсковский А.П., Федоров А.В.
МАИ, г. Москва

Рассматривается задача управления движением центра масс геостационарного КА на этапах выведения в окрестность орбитальной позиции, приведения в орбитальную позицию и удержание в орбитальной позиции с использованием электроракетной двигательной установки (ЭРДУ) малой тяги. Задача навигации предполагается решенной, так что в замкнутом контуре управления движением центра масс КА на ГСО присутствует блок навигации, генерирующий оптимальные оценки необходимых для управления параметров. На этапе выведения в окрестность орбитальной позиции используется квазиоптимальный алгоритм управления ориентацией вектора тяги с обратной связью. Технические задачи управления на этапах приведения в орбитальную позицию и удержания в орбитальной позиции, сводится к двум базовым. Первая задача заключается в приведении вектора состояния КА в заданную терминальную подвижную область пространства, форму и размеры которой устанавливаются международные требования к размещению КА на ГСО. Вторая задача – удержание вектора состояния КА в заданной подвижной области пространства в течение срока активного существования. На основе использования достаточных условий оптимальности решается задача синтеза стохастических алгоритмов управления движением центра масс КА на ГСО, с использованием которых автономно генерируются циклограммы включения-выключения ЭРДУ, обеспечивая

требуемую терминальную точность с учетом случайных ошибок тяги и детерминированных возмущений от нецентральности гравитационного поля Земли, а так же гравитации Луны и Солнца. Для отработки алгоритмов и моделирования замкнутой системы управления создан программный комплекс, позволяющий визуально оценивать трехмерную орбитальную обстановку в режиме диалога.

Geostationary satellite off-line orbit control

Fedorov A.V., Voyskovskiy A.P.

MAI, Moscow

Technical problem under consideration consists in a geostationary satellite orbit control during insertion near GEO, station acquisition and station keeping using low thrust electric propulsion unit. It is assumed the navigation problem is already solved thus, onboard navigation unit generates optimal state vector estimate for control purpose.

Insertion begins after the launcher inserts the satellite into inclined LEO pretty below the GEO. Quasi-optimal thrust vector attitude closed-loop control algorithm is used at this phase to place the satellite near its working box. Orbit control at station acquisition and station keeping has been reduced to two principal problems. The first one is to place the satellite in working box at international regulations for GEO maintenance. The second problem is to keep the satellite inside working box over its lifecycle. Both problems are solved using Bellman's stochastic sufficient condition of optimality for autonomous generation thruster on-off sequence considering thrust and attitude random errors, Earth oblateness, Sun gravity, Moon gravity under terminal precision strict requirements.

Control algorithms design and work-off has been provided using a self-made software tool allowing for control synthesis, Monte-Carlo sampling and 3D visual orbital environment display.

This work is supported by agreement no. RFMEFI57414X0100 of the Ministry of Education and Science of the Russian Federation.

Вопросы обеспечения точности при векторном согласовании БИНС с высокоточной ИНС

Галамай А.А.

НПО автоматики, г. Екатеринбург

Рассматривается метод тарировки датчиков БИНС (акселерометров и ДУС) в полете по информации от высокоточной ИНС. Решение данной задачи предполагается для космической головной части (разгонные блоки и др.) с БАСУ на основе БИНС, получающей информацию от БАСУ ракеты-носителя на участке выведения, которая удовлетворяет высоким требованиям по точности и обычно выполнена на основе гиросtabilизированной платформы.

Представлены результаты отработки рассматриваемого метода векторного согласования при математическом моделировании для схемы «лифтирования», когда для управления первыми двумя ступенями ракеты-носителя используются измерения гиросtabilизированной платформы и бесплатформенного инерциального блока, располагающегося на третьей ступени вместе с

вычислительным ядром БАСУ. Для управления третьей ступенью используются измерения только бесплатформенного инерциального блока, оттарированного на участках первых двух ступеней совместной работы с гиросtabilизированной платформой.

Тарировка осуществляется в связанных осях для 4-х акселерометров и 4-х ДУС (вариант избыточной БИНС) с точностными характеристиками измерительных каналов бесплатформенного инерциального блока КИНД 34-059 разработки «НИИ прикладной механики им. академика В.И. Кузнецова». Для математического моделирования использовался числовой материал пуска ракеты-носителя «Союз-2». Представленные результаты отработки рассматриваемого метода векторного согласования содержат точность тарировки датчиков БИНС и точность выведения третьей ступени для описанной выше схемы «лифтирования».

Issues of assurance of accuracy in vector harmonization of SINS with high precision INS

Galamay A.A.

SPA of Automatics named after the Academician N.A. Semikhatov, Ekaterinburg

The article examines the method of SINS pickup calibration (accelerometers and angular velocity sensors (AVS) in flight according to information from high precision INS. The problem solving is expected to small spacecraft with airborne guidance system (AGS) on the basis of SINS receiving information from AGS launcher on zero-lift trajectory, which meets the highest requirements in terms of accuracy and is usually based on a gyro-stabilized platform.

The results of development of the vector adjustment method in the mathematical modeling for the scheme “lifting” are presented. This means that in order to control the first two stages of the launch vehicle the measurement of gyro-stabilized platform and strapdown inertial unit are used. The strapdown inertial unit is situated in the third stage. To manage the third stage only the strapdown inertial unit measurements is used. The strapdown inertial unit is calibrated on plots of the first two stages of joint action with a gyro-stabilized platform.

Calibration is carried out for four accelerometers and four AVS (optional redundant SINS) in the body axes with accuracy characteristics of measuring channels of KIND 34-059 strapdown inertial unit, developed by Research Institute for Applied Mechanics named after the academician V.I. Kuznetsov. The numeric material of the Soyuz-2 carrier rocket launch is used for the mathematical modeling. These results of development of the vector matching method include the accuracy of SINS pickup calibration and the third-stage injection accuracy for “lifting” scheme described above.

Методика оценивания лётно-технических характеристик летательных аппаратов на основе вейвлет-преобразования

Горшков А.А., Байрамов К.Р.

ВА РВСН имени Петра Великого, г. Балашиха

Анализ существующего научно-методического обеспечения обработки измерительных данных при проведении лётных испытаний ракетно-космических систем позволил выявить недостатки, свидетельствующие о том,

что применяемое в настоящее время научно-методическое обеспечение не в полной мере обеспечивает приемлемый уровень качества получаемых оценок лётно-технических характеристик (ЛТХ) летательного аппарата (ЛА) и не соответствует современным теоретическим достижениям в области обработки измерительной информации. Это обуславливает актуальность задачи разработки научно-методического обеспечения оценивания ЛТХ, позволяющего получать оценки характеристик с высокой степенью достоверности, решение которой сводится к разработке алгоритма оценивания ЛТХ ЛА с применением современных методов обработки информации с учетом всего комплекса имеющейся априорной информации об объекте испытаний и условиях проведения эксперимента. В настоящее время все более широкое применение находит аппарат вейвлет-преобразования в связи с хорошей локализацией, как по частоте, так и по времени. Наиболее эффективно вейвлет-преобразование используется для фильтрации сигнала, позволяя удалять высокочастотный шум, превосходящий по величине исследуемый сигнал.

Разработанный алгоритм фильтрации обладает следующими преимуществами:

- учётом в постановке задачи отсутствия априорной информации об особенностях измерительной информации;
- влияние «человеческого фактора» сведено к минимуму в связи максимальной автоматизацией процесса обработки;
- учётом локальных особенностей измерительной информации за счёт хорошей частотно-временной локализации.

Применение данного алгоритма на этапе лётных испытаний даёт возможность использовать при оценке ЛТХ результаты пусков, проведенных в разных геофизических условиях, а также получения оценок отдельных составляющих рассеивания, по результатам обработки телеметрической и внешнетраекторной информации.

Technique of estimation aircraft performance characteristics based on wavelet transform

Gorshkov A.A., Bayramov K.R.

MA of SMF named after Peter the Great, Balashikha

An analysis of the existing scientific and methodological support of the measurement data during the flight tests of the missile and space systems, has revealed shortcomings, indicating that currently used in the time of the scientific and methodological support is not fully ensure an acceptable level of quality of aircraft performance characteristics of the resulting changes aircraft, and does not meet modern theoretical achievements in the field of processing of measurement information. This causes the urgency of the development objective of scientific and methodological support of assessment, which allows to obtain performance evaluation with a high degree of reliability, the solution of which is to develop aircraft estimation algorithm with application of modern methods of information processing, taking into account the whole complex of a priori information about the object of tests and experimental conditions. Nowadays the wavelet transform device is widely used in connection with a goodboth frequency and time localization. Most effectively wavelet transform is used to filter the signal, allowing to remove high-frequency noise that exceeds in size the analyzed signal.

Designed filtering algorithm has the following advantages:

- taking into account in the formulation of the problem of absence aprioristic information about the features of the measurement information;
- the influence of human mistake factor is minimized due to maximum automation of the processing;
- taking into account local features of measurement information due to a good time-frequency localization.

The use of this algorithm at the stage of flight tests makes it possible to use the results of launches conducted in different geophysical conditions in evaluating the aircraft performance characteristics, and obtaining estimates of dispersion of individual components, the results of telemetric and external trajectory information processing.

Исследование влияния структуры рулевого привода на характеристики системы стабилизации упругого летательного аппарата

Грызин С.В.
МАИ, г. Москва

Целью данной работы являлась оценка влияния параметров, структуры и типа рулевого привода на характеристики системы стабилизации упругого летательного аппарата (ЛА), а именно: влияние аэроупругих свойств объекта управления (ЛА) на запасы устойчивости системы стабилизации.

На первом этапе исследования проводилось сравнение различных типов рулевых приводов по основным параметрам и частотным характеристикам, а также реализация соответствующих математических моделей и сравнение результатов моделирования с экспериментальными данными. В частности, особое внимание уделено электромеханическому рулевому приводу с адаптивным микроконтроллерным регулятором.

На втором этапе исследования определялись основные параметры в частотной модели системы стабилизации. При этом был использован метод «замороженных коэффициентов» (метод основан на линеаризации уравнений движения ЛА и определения коэффициентов передаточных функций системы стабилизации для наиболее критичных режимов полета, в частности, режима максимального скоростного напора), который, в свою очередь, включал в себя следующие задачи:

- определение коэффициентов передаточных функций упругого ЛА для режима максимального скоростного напора;
- определение коэффициентов передаточных функций аппаратной части системы управления, соответствующих алгоритмам стабилизации для режима максимального скоростного напора (коэффициенты усиления, постоянные времени фильтров и т.д.);
- получение линеаризованной модели рулевого привода для использования в частотной модели системы стабилизации;
- построение частотных характеристик системы стабилизации упругого ЛА для режима максимального скоростного напора.

Результатом выполненной работы явилось получение запасов устойчивости продольных каналов системы стабилизации для режима максимального

скоростного напора, а также, оценка влияния частотных характеристик электромеханического рулевого привода с адаптивным микроконтроллерным регулятором на устойчивость системы стабилизации упругого ЛА.

Study of influence of rudder actuator structure on characteristics of stabilization system of elastic aircraft

Gryzin S.V.
MAI, Moscow

The aim of this work was to evaluate the influence of parameters, the structure and the type of actuator on the characteristics of the stabilization system of an elastic aircraft, namely: the influence of the aeroelastic properties of the control object (aircraft) on the stability of the stabilization system.

In the first phase of the study comparing of different types of rudder actuator on the basic parameters and frequency characteristics, as well as implementation of relevant mathematical models of the characteristics and comparison of simulation results with experimental data was carried out. In particular, special attention is given to electromechanical rudder actuator with adaptive microcontroller.

In the second phase of the study the main parameters in the frequency model of the stabilization system was determined. The method of "frozen coefficients" (the method based on the linearization of the equations of the aircraft motion and determines the coefficients of the transfer functions of the stabilization system for the most critical flight regimes, in particular, the dynamic pressure maximum regime) was used. Method that in turn included the following tasks:

- determination of the coefficients of the transfer functions of the elastic aircraft for the dynamic pressure maximum flight regime;
- determination of the coefficients of the transfer functions of the hardware part of the control system corresponding to the stabilization algorithms for the maximum dynamic pressure flight regime (gain, time constants of filters, etc.);
- obtaining the linearized model of the rudder actuator for the use of the in the frequency model of the stabilization system;
- construction of frequency characteristics of the system of stabilization of the elastic aircraft for the dynamic pressure maximum flight regime.

The obtaining stability of the longitudinal channels of the stabilization system for the dynamic pressure maximum flight regime, as well as, the evaluation of the effect of the frequency characteristics of the electromechanical actuator with adaptive microcontroller on the stability of the elastic aircraft stabilization system was the result of the work performed.

Исследование энергетических характеристик и режимов движения орбитального космического аппарата с электродинамической тросовой системой

Кульков В.М., Егоров Ю.Г., Тузиков С.А.
МАИ, г. Москва

Статья посвящена исследованию проектных параметров и режимов движения орбитального космического аппарата с электродинамической тросовой системой (ЭДТС), а также методам оценки ее энергетических характеристик.

Представлены математические модели электродинамических процессов, связанных с протеканием тока в электрической цепи, формируемой космической тросовой системой. Формирование моделей с учетом электродинамического взаимодействия троса-кабеля с током с магнитным полем Земли строится на базе теории динамики связки в гравитационном и геомагнитном полях.

Методами математического моделирования проведены исследования динамики и электродинамики функционирования тросовых систем при осуществлении операций в условиях космического полета.

Представлены методы исследования проектных параметров и режимов движения орбитальных комплексов на базе ЭДТС, а также характеристик электродинамических тросово-кабельных систем.

Предложены методы управления движением низкоорбитальных ИСЗ с использованием электродинамической тросовой системы. Показана эффективность применения тросово-кабельной системы электродинамического маневрирования и ее сравнение с реактивными системами малой тяги.

Рассматривается и анализируется электрический контур с электропроводящим тросом-кабелем и плазменными контакторами, моделирующий взаимодействие ЭДТС с геомагнитным полем и ионосферой.

Приведены оценки характеристик ЭДТС в режимах двигателя, генератора и антенны ОНЧ-диапазона. Результаты указывают на возможность взаимного превращения энергии электрического тока и кинетической энергии орбитального движения ЭДТС, высокую излучательную способность ОНЧ-антенны, размещенной в ионосфере.

Показан проектный облик ЭДТС, разработанный с целью проведения электродинамического эксперимента на орбите. ЭДТС состоит из центрального модуля и двух отделяемых модулей, соединенных изолированным тросом-кабелем и обеспечивающих замыкание электрической цепи через ионосферу с помощью плазменных контакторов.

Investigation of energy characteristics and modes of motion for an orbital spacecraft equipped with the electrodynamic tether system

Kulkov V.M., Yegorov Yu.G., Tuzikov S.A.
MAI, Moscow

Investigation of design parameters and modes of motion for an orbital spacecraft equipped with the electrodynamic tether system (EDTS), as well as the methods for its energy characteristics assessment are the subject of this paper.

Mathematical models of electrodynamic processes are presented, which are related to the current flow in the electrical circuit formed by the space tether system. Formation of models taking into account electrodynamic interaction of current carrying tether-cable with the magnetic field of the Earth is based on the theory of the dynamics of a cluster in the gravitational and geomagnetic fields.

Dynamics and electrodynamics of the operation of tether systems under the space flight conditions were studied on the basis of mathematical modeling.

The methodical approaches to the study of design parameters and operating modes of the orbital motion of systems based on EDTS and of the electrodynamic characteristics of tether-cable systems are presented.

The methods of motion control for low-orbit satellites by electrodynamic tether system are presented. The efficiency of using a tether-cable system for electrodynamic maneuvering as compared to the low-thrust rocket systems is shown.

A loop comprising electrically conducting tether-cable and plasma contactors is considered and analyzed; it simulates the EDTS interaction with the geomagnetic field and ionosphere.

Estimates are presented for the EDTS characteristics as of the propulsive device, generator and antenna of the VLF-range. Results obtained indicate the possibility for mutual conversion of the electric current energy and kinetic energy of the EDTS orbital motion, and high emissivity of antenna of the VLF-range in the ionosphere.

The design layout is presented for EDTS that was developed for electrodynamic experiment in the orbit. EDTS comprises a central module and two detachable modules connected by an insulated tether-cable, which provide bridging of electric circuit through the ionosphere using the plasma contactors.

Анализ вариантов построения орбитальной группировки дополнения ГНСС в интересах региональных потребителей

Зай Яр Вин, Мальшев В.В., Старков А.В., Федоров А.В.

МАИ, г. Москва

Исследования направлений модернизации орбитальной группировки системы ГЛОНАСС необходимо проводить с учетом прогнозных характеристик зарубежных навигационных спутниковых систем, которые в

последнее время интенсивно развиваются. Эффективное решение обеих задач обеспечивает на высоком уровне навигационную независимость, безопасность страны и координатно-временное обеспечение с использованием ГЛОНАСС во всем мире для широкого круга потребителей.

С целью обоснованного выбора модернизированной структуры ОГ важным направлением исследований является анализ достоинств и недостатков существующей структуры ОГ ГЛОНАСС.

Не смотря на то, что технологии ГНСС используются в различных сферах, в настоящее время наиболее востребованным сектором является транспорт. Наибольшую популярность спутниковые технологии сегодня приобретают в транспортном секторе (на долю которого приходится более

55 % навигационного рынка). Они применяются в целях его модернизации, повышения эффективности, обеспечения безопасности.

Подготовлено официальное правительственное заявление для мирового сообщества и Международной организации гражданской авиации (ИКАО) «О предоставлении для использования на безвозмездной основе системы ГЛОНАСС» в интересах пролонгации аналогичного заявления 1995 года.

Важную роль в вопросе совершенствования радионавигационного обеспечения должна сыграть новая версия геоцентрической системы координат для ГЛОНАСС ПЗ-90.11, которая по некоторым оценка может повысить точность определения координат не менее чем на 15%.

Практически важными и полезными являются выпущенные и создаваемые госорганами (Минтранс) нормативные документы, определяющие использование системы ГЛОНАСС различными видами транспорта.

В докладе проводится анализ характеристик орбитальной группировки системы ГЛОНАСС и зарубежных глобальных навигационных спутниковых систем для разработки модернизированной структуры орбитальной группировки в интересах региональных потребителей. Рассматриваются различные варианты модернизации орбитальной группировки ГНСС.

Analysis of options build orbital constellation GNSS augmentation in the interests of regional consumers

ZayYarWin, Malyshev V.V., Starkov A.V., Fedorov, A.V.
MAI, Moscow

Research directions of modernization of the orbital grouping of the GLONASS system should be carried out with predictive characteristics of the foreign navigation satellite systems, which in recently intensively developed. Effective solution of both problems provides high level navigation independence, the security of the country and coordinate and time support using GLONASS worldwide for a wide range of consumers.

In order to rationalize the choice of the modified structure of the orbit group an important direction of research is the analysis of the advantages and disadvantages of the current structure of the orbit group GLONASS.

Despite the fact that GNSS technology is used in various fields, currently the most in-demand sector is transport. The most popular satellite technologies now get in the transport sector (which accounts for more 55% of the navigation market). They apply for the purposes of modernization, efficiency, safety.

Prepared official government statement to the world community and the International civil aviation organization (ICAO) to provide for use on a gratuitous basis of GLONASS in the interests of prolongation similar statements 1995.

An important role in the improving of the navigation security should play a new version of the geocentric coordinate system the GLONASS ПЗ-90.11, which by some estimation can improve positioning accuracy at least 15%.

Practically important and useful are released and created by government agencies (Ministry of transport) regulatory documents defining the use of the GLONASS system different types of transport.

The report analysis the characteristics of the orbital grouping of the GLONASS system and foreign global navigation satellite systems for development of the upgraded structure of orbital grouping in the interests of regional consumers. Discusses various upgrade options orbital constellation GNSS.

Экспериментальные исследования устойчивости системы «руль-привод» маневренного беспилотного летательного аппарата

Быков А.В., Иванов Д.Н., Парафесь С.Г., Туркин И.К.
МАИ, г. Москва

При проектировании маневренных беспилотных летательных аппаратов (БЛА) определенные усилия разработчика направлены на обеспечение безопасности БЛА от флаттера и подтверждение аэроупругой устойчивости с системой автоматического управления (САУ), значительное влияние на которую оказывает ее элемент – привод рулей.

Потеря устойчивости в системе «руль – привод», проявляющаяся в развитии автоколебаний руля ограниченной амплитуды (предельного цикла) является распространенным видом аэроупругой неустойчивости БЛА. Предпочтительным решением данной проблемы являются расчетные исследования устойчивости системы «руль – привод» на этапах, предшествующих изготовлению опытных образцов БЛА. Однако, получение части необходимых исходных данных расчетным путем не представляется возможным. В этом случае решение задачи проверки устойчивости переходит на этап предварительных испытаний с использованием расчетно-экспериментальных методов.

Выполнены экспериментальные работы с автономным блоком рулевых приводов БЛА класса «поверхность-воздух» (со складным рулем) с целью определения характеристик собственных колебаний в системе «руль – привод» при электромеханическом моделировании (воспроизведении) аэродинамических сил, возникающих на руле в потоке. Исследования проведены на базе лаборатории НИО-602 МАИ с использованием стенда электромеханического моделирования аэроупругого поведения БЛА, включающего средства возбуждения и измерений колебаний, аппаратно-программный комплекс управления испытаниями, силовые плиты для закрепления рулевого отсека БЛА и электродинамических силовозбудителей, а также вспомогательную оснастку. Особенностью схемы приложения сил к рулю явилось использование двух пар электродинамических силовозбудителей для расширения возможностей стенда по величине воспроизводимого скоростного напора.

Экспериментальные исследования включали измерение динамической жесткости системы «руль – привод» при возбуждении руля моментом сил (и нулевым сигнале на входе в привод), а также измерение частотных характеристик привода от заданного угла отклонения руля к реализованному. Дополнительно проведены исследования влияния массовой («противофлаттерной») балансировки руля на границу автоколебаний.

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства образования и науки Российской Федерации, проект № 834.

Experimental research of the stability of the system “control fin-actuator” of maneuverable unmanned aerial vehicle

Bykov A.V, Ivanov D.N., Parafes S.G., Turkin I.K.
MAI, Moscow

During designing of maneuverable unmanned aerial vehicles (UAVs) some efforts on the developer are applied to provide flutter safety and prove of aeroelastic stability with automatic control system (ACS), a significant influence on that has its element – actuator of control fins.

The loss of stability in the system “control fin-actuator”, which is realizing in the increasing of control fin self-oscillation of limited amplitude (limit cycle oscillations) is a common type of UAV aeroelastic instability. The preferred solution to this problem is the computational stability analysis of systems "control fin - actuator" at the stages prior to the production of UAV test prototypes. However, collection of the necessary input data by computation is not possible. In this case the solution of the problem of stability shifts to the stage of preliminary tests using computational and experimental methods.

Experimental works with stand-alone actuator compartment of UAV of “surface-to-air” class (with folding control fin) to determine the characteristics of the natural oscillations in the system “control fin-actuator” with the electromechanical simulation (playback) of the aerodynamic forces on the control fin in the stream are made. Research carried out on the basis of R&D laboratory 602 of MAI using electromechanical simulation stand of UAV comprising means of excitation and vibration measurements, hardware-software complex of test control, mounting plates for UAV fixing, electrodynamic shakers and auxiliary equipment. A feature of force application to the control fin circuit was the use of two pairs of electrodynamic shakers for the extension of the stand dynamic pressure range.

Experimental studies include measuring of a dynamic stiffness of “control fin - actuator” system when excited by moment (and a zero signal at the actuator input), as well as the measurement of the actuator frequency characteristics from a input angle to output angle. Additionally the study of the influence of the mass (“anti-flutter”) balancing of control fin on the self-oscillation boundary is carried out.

This work was made with support of the Ministry of Education and Science of the Russian Federation, project №834.

Математическое моделирование микроканала генерирующего физиологически близкое к реальному течению питательной жидкости в микробиореакторе крови в условиях космического полёта

Киндеева О.В.

МАИ, г. Москва

Целью работы является создание математической модели микроканала с пассивным участком, позволяющим моделировать физиологически близкое к реальному течению питательной жидкости в микробиореакторе для выращивания клеток на борту космической станции.

В настоящее время одним из самых интересных направлений в области космической медицины являются исследования процессов фармакодинамики и фармакокинетики. Такие исследования целесообразно проводить с помощью микробиореакторов – стремительно развивающейся технологии создания клеточных моделей органов человека. Подобные системы позволяют отказаться от экспериментов на космонавтах и животных во время космического полёта и максимально приблизить исследования медицинских препаратов к условиям организма человека.

Микробиореактор состоит из ячеек с клеточными моделями органов человека, которые соединены сетью микроканалов. По микроканалам циркулирует питательная жидкость, поставляющая к клеткам необходимые для нормальной жизнедеятельности вещества. Перфузия жидкости обеспечивается перистальтическим насосом, состоящим из трёх тонкостенных мембран. Для приближения условий в клеточной модели к реальным, необходимо создать ток питательной среды схожий с током крови в капиллярах человека. Пульсовые колебания давления крови приводят к колебаниям скорости около среднего ненулевого значения. Поэтому необходимо ввести в систему микроканалов пассивный элемент, который преобразовал бы колебания от перистальтического насоса в колебания, близкие по форме к физиологическим.

Для этого был разработан элемент, представляющий собой два параллельных канала, в одном из которых расположен демпфер. В качестве демпфирующего элемента использовалась мембрана большого диаметра, которая способна изгибаться под действием пульсирующего тока жидкости.

При математическом моделировании на входе в канал задавался пик давления, измеренный датчиком давления на выходе из перистальтического насоса. Расчёт учитывал наличие противотока, который возникает при движении демпфирующего элемента. В результате расчёта сравнивались расходы питательной среды в каждый момент времени на входе в исследуемый элемент и на выходе из него.

Полученная математическая модель показала целесообразность использования подобного пассивного элемента в микробиореакторе.

Mathematical model of microchannel simulating physiological nutrition media flow in microbioreactor on the orbital station

Kindeeva O.V.

MAI, Moscow

The aim of this work is to find a mathematical model of a microchannel with a hydrodynamic resistance which was integrated in microbioreactor for blood flow simulation on orbital station board.

Nowadays a pharmacodynamics and pharmacokinetics investigations are the most popular field of the space biomedical researches. The microbioreactor can be used by space medical industries. These systems may replace cosmonauts and animal tests during space-flight and imitate pharma drugs research in vivo.

Microbioreactor consists of chambers for cells cultivation connected with microchannel net. Microchannels are perfused by the specific media with nutrient supply for cells. The peristaltic pump establishes flow rate and consists of three thin membranes. In order to achieve in vivo condition it is needed to develop flow rate of nutrition media similar to capillary blood flow. The pressure pulsations of blood provide pulsations of velocity around average constant value. That's way it needs to add a new resistance to microchannel net which can modify pump pulsatile to physiological configuration.

To achieve this, a special microchannel resistance was produced. This element consists of two parallel channels having one of them as a damper. The damper is a thin membrane, big in a diameter which deflects under pulsating fluid flow.

The pressure drop was determined according to the data from the pressure sensor integrated next to peristaltic pump. The pressure drop is the start condition for the solution of a mathematical model. The model introduces bypass flow which contributes of damper deflection. Comparison flow rates at inlet and outlet is a result of the work.

The model demonstrated usefulness of a special microchannel resistance, which can be added to microbioreactor. Flow rate characteristic of microchannel stands in a good agreement with physiological values.

Методы исследования динамических операций, выполняемых с использованием космических тросовых систем

Кульков В.М., Егоров Ю.Г., Тузиков С.А., Фирсюк С.О.

В работе рассмотрены некоторые задачи механики космических тросовых систем (КТС), предназначенных для решения широкого спектра задач в космосе, в том числе для выполнения орбитальных маневров и транспортных операций.

Актуальность этого направления в механике космического полета связана с потенциальными возможностями применения КТС, разнообразием схемных решений и режимов функционирования КТС.

Одной из проблем является разработка математических моделей и методическая подготовка решения траекторных и динамических задач с помощью КТС, определение проектных параметров и принципов управления движением КТС. Важной задачей является анализ движения космических тросовых систем и их элементов при осуществлении динамических операций доставки на орбиту, спуска с орбиты и изменения параметров орбиты космического аппарата.

Разработаны прикладные методы исследования динамических операций КТС. Представлены математические модели КТС, законы управления натяжением троса, обеспечивающие заданные режимы развертывания КТС. Строятся математические модели динамики движения системы, исследуются режимы функционирования КТС (развертывания, вертикализации, либрации, управления натяжением троса) для моделей многозвенной механической системы с весомыми элементами и упругими связями.

Разработанный методический подход для исследования КТС позволяет изучать различные аспекты динамики КТС и по получаемым результатам сравнивать поведение системы в широком диапазоне начальных условий, параметров и режимов управления движением КТС.

Это дает возможность обоснованно выбирать параметры системы и режимы управления движением КТС. Получены результаты моделирования этапов функционирования КТС на основе разработанной математической модели развертывания КТС.

Представлены решения по проектному облику КТС, выполняющих прикладные задачи в космосе, приводятся основные технические характеристики таких систем.

Research methods for dynamic operations performed using space tether systems

Kulkov V.M., Yegorov Yu.G., Tuzikov S.A., Firsyuk S.O.
MAI, Moscow

The paper discusses some problems of mechanics of space tether systems (STS), designed for a wide range of applications in space, orbital maneuvers and transport operations including.

Relevance of this trend in the mechanics of space flight is associated with the potential STS applications and a variety of design solutions and STS operation modes.

One of the problems relates to the development of mathematical models and methodical preparation for solving the trajectory and dynamic problems with the STS use, and to the definition of design parameters and STS motion control principles. An important task is to analyze the motion of space tether systems and their components

during dynamic operations on the delivery into the orbit, descent from the orbit, and change in the SC orbit parameters.

Applied methods are developed for the investigation of STS dynamic operations. The STS mathematical models and the laws of the tether tension control ensuring the specified STS deployment modes are presented. Mathematical models are constructed for the dynamics of the system motion, the modes of STS functioning (deployment, erection, libration, tether tension control) are investigated for the models of multilink mechanical system with weighty elements and elastic couplings.

The developed methodical approach to the STS research allows us to study different aspects of the STS dynamics, and to use results obtained to compare the behavior of the system in a wide range of initial conditions, parameters and modes of the STS motion control.

This makes it possible to choose parameters of the system and the STS motion control modes reasonably. Simulation results are obtained for the stages of STS functioning on the basis of the developed mathematical model of the STS deployment.

The solutions for the design layout of the STS performing applied tasks in space, and the main technical performance of such systems are presented.

Исследование перелёта космических аппаратов с электроракетной двигательной установкой с окололунной орбиты к точке либрации L2

Кушцов В.В., Старинова О.Л.

Самарский университет, г. Самара

Для выполнения Российской лунной программы точка Лагранжа L2 представляет большой интерес. Используя её для размещения коммуникационных спутников, можно обеспечить связь с областями, находящимися с обратной стороны Луны. Кроме того, возможно использование этой точки L2, как опорной для дальнейших межпланетных перелётов, как место размещения заправочной станции для транспортных или пилотируемых кораблей.

По сравнению с двигательными установками (ДУ) большой тяги большие преимущества имеет использование электроракетных двигателей (ЭРД) малой тяги ввиду малого расхода рабочего тела.

При перелётах в системе Земля-Луна, особенно в окрестности точек либрации, необходимо учитывать гравитационное воздействие Земли и Луны. Поэтому в данной работе движение КА описывается в рамках плоской круговой ограниченной задачи трёх тел с использованием инерциальной полярной барисентрической системы координат.

Задача удержания КА на гало-орбите относительно точки либрации L2 системы Земля-Луна рассматривалась в работе Nathan L. Parrish, Jeffrey S. Parker, Steven P. Hughes, Jeannette Neiligers.

В рамках данной работы был разработан программный комплекс моделирования и отображения движения КА в системе Земля-Луна, предназначенный для моделирования управляемого движения с низкой окололунной орбиты к точке либрации L2 КА с ЭРДУ с учётом гравитации Земли и Луны. Предусматривается отображение как барисентрического, так и селеноцентрического движения. Моделирование управляемого движения проводится численно с использованием метода Рунге-Кутты 4-го порядка.

С использованием разработанного программного комплекса проведено моделирование пассивного селеноцентрического движения КА и перелета с этой орбиты к точке либрации L2 для КА со следующими проектными параметрами: тяга двигателя 0,1 Н (направлена по трансверсали), масса КА 1500 кг, скорость истечения 30000 м/с. Орбита пассивного движения является квазикруговой с заметными колебаниями КА относительно Кеплеровской орбиты вследствие влияния Земного притяжения Земли. Перелёт продолжается 35,3 суток, расход рабочего тела составляет 7,2 кг.

Дальнейшее развитие исследований будет проводиться в направлении получения оптимального управления направлением тяги двигателей и изучения некомпланарного движения КА.

Researching of electric propulsion spacecraft transfer from the lunar orbit to libration point L2

Kuptsov V.V., Starinova O.L.
Samara University, Samara

To perform the Russian lunar program the Lagrange point L2 is of great interest. Using it to embed communication satellites can provide communication with areas located on the back side of the Moon. In addition, it is possible to use the L2 point, as a reference for future interplanetary flights, as the location of filling stations for vehicles or manned vehicles.

Compared with propulsion units (DU) high thrust great advantages is the use of electric propulsions (EP) low-thrust due to flow of the working fluid.

When flying in the system Earth-Moon, especially in the vicinity of the libration points, it is necessary to consider the gravitational influence of Earth and Moon. Therefore, in this work the motion of the spacecraft is described in the framework of the planar circular restricted three-body problem with inertial barycentric polar coordinate system.

The task of keeping the spacecraft on a halo orbit relative to the libration point L2 of the Earth-the Moon was considered in the Nathan L. Parrish, Jeffrey S. Parker, Steven P. Hughes, Jeannette Heiligers.

In this work, we have developed a software complex modeling and display of spacecraft motion in the system Earth-Moon, intended for simulation of controlled motion of low lunar orbit to the libration point L2 the spacecraft with electric propulsion, taking into account the gravity of the Earth and Moon. Provides for the display of barycentric and selenocentric movement. Simulation of controlled motion is carried out numerically using the Runge-Kutta 4-th order.

Using the developed software complex simulations of passive selenocentric motion of spacecraft and flight with this orbit to the libration point L2 for the spacecraft with the following design parameters: engine thrust 0.1 N (directed along the transversal), the spacecraft mass of 1500 kg, a velocity of 30,000 m/s. Orbit passive movement is quasi-circular with a noticeable oscillation relative to the Keplerian orbits due to the influence of gravity of the Earth. The flight continues 35.3 days, the mass of the working fluid is 7.2 kg.

Further development studies will be conducted in the direction of the optimal control the direction of thrust of the engines and the study of non-coplanar motion.

Принципы выбора перспективных технологий для интегрированной системы жизнеобеспечения межпланетного пилотируемого корабля

Курмазенко Э.А.¹, Кочетков А.А.¹, Прошкин В.Ю.¹,

Кирюшин О.В.², Пушкарь О.Д.²

¹НИИХиммаш, г. Москва; ²ЦНИИМаш, г. Королёв

Решение отдельных частных проблем обеспечения жизни и деятельности экипажа не может рассматриваться как процесс создания экотехнической системы (ЭТС) межпланетного космического аппарата (МКА), предназначенной для осуществления длительных пилотируемых полетов к планетам Солнечной системы, в которой осуществляется сложная взаимосвязь отдельных элементов, а продукты одних элементов служат исходными веществами для функционирования других в абиотической части ЭТС – интегрированной системе жизнеобеспечения (ИСЖО).

Определяющими факторами для создания ИСЖО являются: программа космической миссии, тип летательного аппарата, характеристики интерфейсов с бортовыми системами МКА и технологическая структура ИСЖО.

Целью настоящего доклада является формирование принципов выбора перспективных технологий для формирования структуры интегрированной системы жизнеобеспечения экипажей МКА для длительных космических миссий с учетом действующих ограничений на их создание.

Рассмотрена естественная морфологическая классификация технологий на основе следующих признаков: продукты метаболизма экипажа, форма энергии и первичные источники энергии для преобразования технологических процессов, вырабатываемые компоненты среды обитания экипажа, особенности технологии и сформулированы показатели эффективности для выбора технологий ИСЖО, отражающие ее свойства как целостной системы и особенности рассматриваемых технологий.

Сформулированы основные принципы выбора технологий и сформирован перечень критических технологий для создания ИСЖО МКА.

The principles of the advanced technology selection for Integrated Life – Support System of Interplanetary Manned Vehicle

Kurmazenko E.A.¹, Kochetkov A.A.¹, Proshkin V. Yu.¹,

Kuryushin O.V.², Pushkar O.D.²

¹NIChimmash, Moscow; ²TSNIImash, Korolev

The decision of some private problems of providing life and activity of the crew cannot be regarded as a process of creation of the Eco-System (ETS) of an Interplanetary Manned Vehicle (IMV), designed for long-term manned missions to the planets of the solar system, in which the complex interplay of individual elements and products of some elements serve as starting materials for the functioning of other in the abiotic part of ETS – Integrated Life – Support System (ILSS).

Determining factors for the creation of ILSS are: space mission program, the type of an IMV, the characteristics of the interfaces with the onboard systems and its Technological Structure.

The aim of this paper is to develop the principles of selection of advanced technologies for generating of Integrated Life – Support System design for long-term space missions, taking into account the current constraints on their creation.

Consider The natural morphological classification of the technologies based on the following features of attributing oneself: products crew metabolism, a form of energy and primary power services for transformation processes, produced by components of the crew habitat, a technology especially and formulated efficiency factors to select ILSS technology, reflecting its properties as an complex integrated system and features of considered technologies.

The basic principles of the technology selection and the list of critical technologies for creating ILSS of IMV are formed.

Тепловые режимы и температурный контроль радиоэлектронной аппаратуры космических аппаратов

Алексеев В.А., Кудрявцева Н.С., Титова А.С., Максимова И.В.

МАИ, г. Москва

Контролирование уровня температуры радиоэлектронной аппаратуры необходимо на всех этапах полета спутника в космос чтобы гарантировать оптимальную производительность работы систем. Тепловой контроль в космосе охватывает очень широкий диапазон температур от криогенного уровня (до -273°C) до высокотемпературных систем тепловой защиты (более 2000°C). Уровень температуры космического аппарата диктуется балансом между поступающим внешним солнечным излучением, альбедо и тепловым потоком планеты, теплом, которое производится внутри, например, электронным оборудованием и теплом, которое отводится в космос. Тепло отводится от спутника в космос через радиаторы. Подсистема теплового контроля стремится поддерживать общую температуру на приемлемом уровне, и так же получить наиболее адекватное распределение температур внутри спутника. Современные системы переноса тепла очень важны для будущих космических полетов. Сегодняшние спутники сталкиваются с такими проблемами, как повышенное рассеиваемой мощности аппаратуры, увеличение расстояний переноса тепла, более плотная компоновка бортовой электроники, что приводит к возрастающей потребности спутника в площади радиатора. В результате, передачи тепла базирующейся только на явлениях проводимости и излучения уже недостаточно чтобы минимизировать температурный градиент между полезной нагрузкой и радиаторами. Транспортировка тепла с помощью течения жидкости в герметично закрытом корпусе, движимой либо капиллярными силами (как, например, тепловые трубы или капиллярный двухфазный насосный контур) или механическими насосами, необходима, чтобы решить поставленные задачи теплового моделирования.

Рассмотрим современные концепции радиаторов. Улучшенные традиционные подходы: поиск путей повышения эффективности тепловых труб уже показал, что значительное усовершенствование в мощности теплового насоса на тепловых трубах может быть достигнуто грамотными доработками в возвратном фитильном цикле. Жидкостной капельный радиатор - основная концепция заключается в замене твердой поверхности радиатора управляемым потоком капель. Капли распыляются по всей области, в которой они излучают тепло, а

затем они возвращаются в более горячие части системы. Для достижения эффективности необходимо создать радиатор легкой, складной конструкции и обеспечить средства прицеливания капель так точно, что бы они могли быть захвачены и вернулись в систему. Концепция поясного радиатора - представляет собой модификацию жидкостной капельной концепции, в которой ультратонкая твердая поверхность покрыта жидкостью с очень низким давлением пара.

Thermal modes and temperature control of space electronic equipment

Alekseev V.A., Kudryavtseva N.S., Titova A.S., Maksimova I.W.

MAI, Moscow

Controlling the level of temperature of electronic equipment is essential during all phases of a satellite's space mission to guarantee the optimum performance of the space systems work. Thermal control for space applications covers a very wide temperature range, from the cryogenic level (down to -273 deg C) to high-temperature thermal protection systems (more than 2000 deg C).

The level of temperature of a spacecraft is dictated by the balance prevailing between incoming external solar, albedo and planet heat fluxes, heat which is produced internally by electronic equipment and the heat which is rejected to deep space. The heat is rejected from the satellite to space by radiators. The thermal control subsystem seeks to maintain the overall temperature to an acceptable level but also to obtain the most adequate temperature distribution within the satellite.

Advanced heat transport systems are very important for future missions. Today's satellites face challenges such as higher payload dissipation, increasing heat transport distance, denser packing of the on-board electronics resulting in the increasing need for satellite radiator area. As a result heat transfer based only on conduction and radiation phenomena is no longer sufficient to minimize the thermal gradient between the payload and the radiators. Transporting the heat by means of a flowing fluid within a hermetically sealed container, driven either by capillary forces (as heat pipes or capillary pumped two-phase loops) or mechanical pumps, is therefore needed in order to respond to the described thermal control design challenges.

Advanced Radiator Concepts.

Improved conventional approaches. The continuing search for ways to improve the performance of heat Pipes has already shown that significant improvements in the heat Pumping capacity of the heat pipe can be made by clever modifications to the return wick loop.

The liquid droplet radiator. The basic concept of the liquid droplet radiator is to replace a solid surface radiator by a controlled stream of droplets. The droplets are sprayed across a region in which they radiate their heat; then they are recycled to the hotter part of the system. To achieve efficiency, the designer is required to frame the radiator in a lightweight deployable structure and to provide a means of aiming the droplets precisely so that they can be captured and returned to the system.

Belt radiator concepts. The belt radiator concept is a modification the liquid droplet concept in which an ultrathin solid surface is coated with a very low vapor pressure liquid.

Структурно-параметрическая идентификация аэродинамической модели летательного аппарата по данным лётных испытаний

В процессе разработки аэродинамических моделей летательных аппаратов (ЛА), ряд существенных особенностей аэродинамического моделирования остаются неотраженными в соответствующих моделях и лишь аэродинамические продувки или летные экспертизы позволяют нужным образом дополнить аэродинамическую модель.

Теоретической моделью при этом является модель движения ЛА, которая является базисной, корректируемой по данным эксперимента. Как правило, аэродинамическая модель включает в себя расчет коэффициентов лобовой, подъемной и боковой сил, коэффициента момента тангажа, рысканья и крена, каждый из которых нелинейно зависит от углов атаки α , скольжения β , угловых скоростей $\omega_x, \omega_y, \omega_z$, углов отклонения горизонтальных δ_H и вертикальных рулей δ_B , числа Маха M .

В задаче необходимо восстановить зависимости для аэродинамических коэффициентов в функции от кинематических параметров ЛА, которые представляются экспериментальными данными. Это типичная задача структурно-параметрической идентификации системы.

Недостаточная точность аэродинамической модели обусловлена тем, что в ней учтены не все значимые факторы. Поэтому, если только за счет параметрической корректировки не удастся получить модель с требуемыми свойствами, то необходима ее структурная корректировка. При этом необходимо выяснить, что именно в модели препятствует ее нормальной работе и каким образом имеющееся препятствие можно устранить. Соответствующая структурная корректировка осуществляется операторами статистического синтеза, построение которых рассматривается в данной работе. Приводятся также правила работы с такими операторами в задачах идентификации аэродинамических моделей.

Structural and parametric identification of the aerodynamic model of the aircraft according to flight tests

Balyk V.M., Malenkov A.A., Stanchenko A.S.
MAI, Moscow

During the development of aerodynamic models of aircraft, a number of significant features of the aerodynamic simulation remain unrecognized in the relevant models and only aerodynamic flight purge or expertise necessary to allow a way to complement the aerodynamic model.

The theoretical model for this is the model of the movement of aircraft, which is the baseline, corrected according to the experiment. Typically, the aerodynamic model includes calculation of drag coefficient, lift and lateral forces, the coefficient of pitch moment, yaw and roll, each of which is a nonlinear function of angle of attack α angle of slipping, angular velocities $\omega_x, \omega_y, \omega_z$, angles of deviation of horizontal δ_H and vertical rudders δ_B and the Mach number M .

The problem must be restored according to the aerodynamic coefficient as a function of the kinematic parameters of the aircraft, which are presented experimental data. This is a typical problem of structural-parametric identification system.

Insufficient accuracy of the aerodynamic model due to the fact that it does not take into account all relevant factors. Therefore, if only due to the parametric adjustments can not get the model with the desired properties, it is necessary to its structural adjustment. It is necessary to find out what in the model prevents its normal operation and the way in which the obstacle can be removed. The corresponding structural adjustment carried out by operators of statistical synthesis, the construction of which is considered in this paper. We also give rules for dealing with such operators in problems of identification of aerodynamic models.

Интегрированная система автономной навигации и управления движением космического аппарата на геостационарной орбите

Козорез Д.А., Красильщиков М.Н., Кружков Д.М., Мокрова М.И.
МАИ, г. Москва

Рассматривается интегрированная система высокоточной навигации и автономного управления движением космического аппарата (КА) на геостационарной орбите (ГСО) на различных этапах жизненного цикла: до выведения с использованием электрического ракетного двигателя, перевод в рабочую точку, коррекция долготы, удержание в рабочей точке. Целью разработки данной системы является повышение автономности функционирования КА на всех этапах жизненного цикла, снижение загруженности наземной инфраструктуры и повышение точности позиционирования, ориентации и стабилизации КА на ГСО.

Особенностями разработанной системы является: использование приемника сигналов ГЛОНАСС в качестве основного источника измерений для решения навигационной задачи по оценке координат и компонент вектора скорости КА; использование межспутниковой радиолинии; применение ряда адаптированных авторами численных методов фильтрации навигационных измерений, включая несколько модификаций фильтра Калмана, анализ и отсеивание аномальных измерений, интервальное оценивание и оптимальное планирование; высокоточный прогноз движения центра масс и относительно центра масс КА с учетом широкого спектра неконтролируемых факторов; оценка расширенного вектора состояния КА, включающего помимо параметров его движения различные систематические ошибки измерителей, а также фактическое значение и углы ориентации маршевых и корректирующих двигателей; формирование последовательности управляющих импульсов на этапах перевода на рабочую долготу и удержания на ней в режиме реального времени на основе достаточных условий оптимальности в форме Беллмана.

Для проведения экспериментальных исследований процессов функционирования описываемой интегрированной системы был создан программно-аппаратный комплекс (стенд) и разработано специальное программное обеспечение. В качестве основных средств стенда выступают имитаторы сигналов ГЛОНАСС/GPS, бесплатформенная инерциальная навигационная система, имитаторы приемника сигналов ГЛОНАСС/GPS. Разработанное программное обеспечение предназначено для моделирования

процессов функционирования интегрированной системы КА на различных этапах его жизненного цикла с использованием перечисленных аппаратных средств. Результаты моделирования показали, что разработанные модели, методы и алгоритмы навигации и управления движением обеспечивают необходимую точность оценки параметров движения КА, а также обеспечивают автономность функционирования КА на протяжении не менее 1 года. Исследования выполняются при финансовой поддержке Минобрнауки России в рамках Соглашения, уникальный идентификатор прикладных научных исследований RFMEFI57414X0100.

GEO Satellite autonomous integrated control & navigation system

Kozorez D.A., Krasilshikov M.N., Kruzhkov D.M., Mokrova M.I.

MAI, Moscow

The autonomous control and navigation problems solution at GEO satellite various lifetime stages is under consideration, namely: final GEO ascent, transfer to operating position and station keeping.

The integrated autonomous system of GEO satellite mass centre control and navigation is development in order to provide the required orbital parameters accuracy. The specific features of developed autonomous integrated system are the following:

- onboard GNSS receiver is used as the main source of navigation data as well as inter satellites link;
- so called scalar modification of Kalman's filter is used for extended state vector components estimation, including onboard electrical propulsion unit thrust vector both module and attitude evaluation;
- optimal navigation experiment scheduling procedure as well as preliminary measurement data analysis have been used in order to exclude anomalies of measurements and provide needed navigation accuracy;
- specific stochastic control algorithms have been obtained, using sufficient optimality conditions in order to generate on-line the sequence of control pulses as well as feedback electrical propulsion unit thrust control;

The preliminary evaluation of developed system performances has been completed by mathematical simulation of closed integrated system operation, using specific hybrid complex, which includes both software, implementing mentioned above control and navigation algorithms and hardware, such as GNSS receiver and unit, generating GNSS navigation field. The last unit has been used for analysis an opportunity to cooperate GLONASS navigation satellites and ascending payload at altitudes, more than 80000 km.

The analysis of simulation results confirms an opportunity to provide autonomous GEO satellite operation with accuracy according to international requirements during at least for 1 year.

Research is completed with financial support of the Russian Ministry of Education in the framework of the Agreement, a unique identifier of applied research is RFMEFI57414X0100.

Методический подход к выбору орбитальных структур спутниковой системы непрерывного обзора околоземного пространства на основе применения многоярусных орбитальных структур

Разумный Ю.Н., Нгуен Н.К.
МАИ, г. Москва

Целью данной работы являлось рассмотрение задачи баллистического проектирования спутниковой системы непрерывного глобального обзора заданного околоземного сферического слоя космического пространства.

В работе приводится математическая постановка указанной задачи на основе применения многоярусных орбитальных структур – орбитальных структур на круговых орбитах с различными сочетаниями высоты и наклона орбит спутников в отдельных ярусах системы. Излагается методический подход к выбору орбитальных структур на основе решения базовой задачи анализа непрерывного глобального обзора сферы заданного яруса с помощью системы спутников на орбитах с одинаковыми высотой и наклоном. Для решения указанной задачи предложен быстродействующий метод анализа характеристик покрытия сферы с помощью кинематически правильных систем спутников, имеющих большие углы раствора бортовой аппаратуры наблюдения.

Methodological Approach to Selection of Satellite Constellation Orbital Structures for Continuous Near-Earth Space Coverage Based on Multi-Tiered Orbital Formations

Razoumny Yu.N., Nguyen N.Q.
MAI, Moscow

The objective of this research was to consider the problem of satellite constellation design for continuous global coverage of a given spherical layer of near-Earth space.

The mathematical setting of the problem is presented basing on the use of multi-tiered (compound) orbital structures – constellations on circular orbits with various combinations of altitudes and inclinations of satellite orbits in different tiers. We present a methodological approach to the orbital structure selection based on the solution of the basic problem of analyzing continuous global coverage of a sphere of the given radius by a satellite constellation consisting of orbits with equal values of altitude and inclination. To solve this problem we propose a high-speed method for analyzing sphere coverage characteristics for kinematically regular satellite constellations with great values of on-board equipment span angles.

Анализ характеристик ионизирующего излучения при длительных космических полетах

Нягулов М.Р., Балкен Д.Б.
НГТУ, г. Новосибирск

В связи с перспективой пилотируемых полетов на Марс в настоящий момент актуальной становится задача биологической индикации предполагаемой трассы полета и условий на Марсе с позиции разработки необходимых систем защиты от космического ионизирующего излучения.

Степень повреждений, наносимых радиацией человеку, зависит от удельной энергии потока элементарных частиц радиации и от времени воздействия радиационного излучения. При длительных космических полетах в межпланетном пространстве радиационная опасность обусловлена совместным действием галактического и солнечного космических излучений.

Целью настоящей работы является анализ характеристик и оценка биологической значимости интенсивности ионизирующего излучения применительно к трассе полета и на поверхности Марса, а также сравнение данного фактора на примере высотного излучения в атмосфере Земли.

В работе проведено исследование характеристик поля и энергии ионизирующего излучения. Описана методика расчета поглощенной дозы и проведен анализ дозовых характеристик, а так же оценка влияния космического ионизирующего излучения на организм человека.

Эквивалентная доза ионизирующего излучения (Зв) является частным случаем поглощенной дозы и представляет собой произведение поглощенной дозы в биологической ткани на коэффициент качества этого излучения в данном элементе, что дает возможность оценить преобразования энергии излучения в биологические эффекты тканей живых организмов. Оценки доз по трассе полета Земля – Марс – Земля показывают, что за весь период полета длительностью 2...3 года дозы облучения человека могут составить 5...50 Зв. Такие значения соответствуют смертельно опасному уровню воздействия на организм. Поэтому важнейшим элементом системы жизнеобеспечения для данного полета должна быть мощная многократная радиационная защита пилотируемого модуля космического аппарата.

В заключении выполнено сравнение космического излучения с высотным ионизирующим излучением, воздействующим на летный персонал, а также на членов экипажа МКС. Выявлены общие закономерности влияния повышенного или пониженного ионизирующего излучения на организм человека, которые позволяют проводить исследование особенностей систем защиты от радиации при длительных космических полетах.

Analysis of characteristics of ionizing radiation during long space flights

Nyagulov M.R., Balken D.B.

NSTU, Novosibirsk

The problem of biological indication of supposed flight trajectory and Mars' life conditions is becoming urgent from the position of developing necessary protection systems from space ionizing radiation, due to perspective of manned flights to Mars.

The degree of damage caused by radiation depends on density of elementary particle radiation flow and the time of exposure to radiation. During long space missions in interplanetary space radioactive emitting submitted by mixing of galactic cosmic rays and solar cosmic rays.

Objective of the work is analysis of ionizing radiation intensity's characteristics and biological significance in the context of flight path to Mars and on its surface, and also comparative quantification of this factor on the example of high-altitude radiation in the Earth's atmosphere.

In this work presented research of ionizing radiation's field and energy characteristics. A method for the calculation of the absorbed dose and dose characteristics were analyzed, as well as evaluation of the impact of cosmic ionizing radiation on the human body.

An equivalent dose of ionizing radiation (Sv) is a special case of absorbed doses and represents the composition of absorbed dose in biological tissue with a factor of quality of the of the radiation on this element, which makes it possible to evaluate the radiation energy conversion biological effects tissues of living organisms. Assessment of ionizing radiation doses on the flight path Earth - Mars - Earth show that for the entire period of flight (2...3 years) the radiation dose for a person may be 5...50 Sv. These values correspond to the fatally dangerous level of impact on the organism. Therefore, powerful multiple radiation protection of spacecraft's manned unit is an essential element of life support system.

In conclusion we did a comparison of cosmic radiation and high-altitude ionizing radiation, which affects on flight personal and ISS crew. Were revealed general regularities of the influence of high or low ionizing radiation on the human organism, that allow to conduct research of systems' of radiation protection features during long space flights.

Анализ конструктивных решений механизмов сложения/раскрытия складных рулей беспилотных летательных аппаратов

Опарин А.С., Парафесь С.Г.

МАИ, г. Москва

Естественным способом уменьшения габаритов беспилотного летательного аппарата (БЛА) при сохранении его аэродинамических характеристик является сложение несущих поверхностей. При хранении и транспортировании БЛА несущие поверхности сложены и его габариты минимальны, при применении БЛА они раскрываются с помощью специальных механизмов и обеспечивают ему требуемые аэродинамические характеристики.

Три основных компонента определяют процесс сложения и раскрытия (раскладывания) несущей поверхности: ось сложения, элементы фиксации положений и управляющий момент, необходимый для ее раскрытия. Для БЛА с поверхностями малого удлинения характерно расположение оси в плоскости, параллельной его оси. Элементы фиксации должны удерживать несущую поверхность в крайних положениях. Управляющий момент должен обеспечивать необходимое усилие для раскрытия раскладывания несущей поверхности. Различные способы создания момента позволяют создавать различные конструктивные решения механизмов сложения.

В работе исследуются альтернативные варианты конструктивных решений механизмов сложения в интересах проектирования складного аэродинамического руля БЛА. При анализе альтернативных механизмов сложения ставится целью исследование возможности использования их массы в качестве весовой балансировки в интересах обеспечения безопасности от флаттера и аэроупругой устойчивости БЛА с САУ.

Исходным моментом для анализа возможных вариантов складных рулей является цельный аэродинамический руль заданной геометрии и известными нагрузками, воздействующими на него. Задача сводится к проектированию

складных рулей с альтернативными механизмами сложения/раскрытия, отвечающих исходным условиям, и сравнению с исходным вариантом цельного руля. Первым вариантом механизма сложения/раскрытия является пружинный механизм, в котором управляющий момент создается с помощью пружины, расположенной на оси сложения. Второй вариант – пневмомеханизм; управляющий момент создается с помощью тяги пневмопривода, питающегося от бортового генератора. Третьим вариантом является пиромеханизм; управляющий момент создается с помощью пиротехники, например, пиропатрона.

Приведены иллюстрации и массово-центровочные расчеты рассматриваемых конструктивных механизмов сложения/раскрытия, показаны отличительные особенности складных рулей с различными механизмами в сравнении с рулем цельной конструкции.

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства образования и науки Российской Федерации, проект № 834.

Analysis of constructive patterns to the mechanisms of folding/unfolding of folding rudders of unmanned aerial vehicles

Oparin A.S., Parafes S.G.
MAI, Moscow

A natural way to reduce the size of unmanned aerial vehicle (UAV) while maintaining its aerodynamic performance is the folding of surfaces (wings and rudders). During storage and transportation of UAV surfaces are folded and its dimensions are minimal, in the application of UAV they are unfolding by special mechanisms and provide the required aerodynamic characteristics.

Three main components determine the process of folding and unfolding (unfolding) of surfaces: folding axis, the fixing elements of the regulations and managing the time necessary for its disclosure. To UAV with surfaces of small aspect ratio is characterized by the location of the axle in a plane parallel to its axis. The fixing elements must hold the surface in the extreme positions. The control point needs to provide the necessary force for opening the folding surface. Different ways to create the moment allow you to create various design solutions for the folding mechanisms.

This paper investigates alternative constructive patterns of mechanisms of addition in the interests of designing foldable aerodynamic rudder of UAV. In the analysis of alternative the mechanisms of folding/unfolding intended to study the possibility of using their mass as the weight balancing in the interests of safety from flutter and aeroelastic stability of the UAV with the automatic control system (ACS).

The starting point for the analysis of possible variants of folding rudders is a one-piece aerodynamic rudder with known geometry and loads acting on it. The problem is reduced to the design of folding rudder with alternative mechanisms of folding/unfolding that meets the initial conditions, and comparison with the original version one-piece aerodynamic rudder. The first embodiment of the mechanism of folding/unfolding is a spring mechanism in which the control torque is produced by a spring located on the axis of the addition. The second option is pneumomechanic; the control point is created using the thrust of a pneumatic actuator, powered by the onboard generator. The third option is combustion; the control point is created using fireworks, such as squibs.

Illustrations and mass-centering calculations of the considered mechanisms of folding/unfolding; distinctive features of the folding rudders with different mechanisms in comparison with the one-piece aerodynamic rudder have shown.

The work is executed at financial support of the Ministry of education and science of Russian Federation, the project No. 834.

Анализ параметров работы центробежного сепаратора с гидравлическим управлением в системе жизнеобеспечения космической станции

Павлов А.В., Бобе Л.С., Кирюхин А.В., Рыхлов Н.В., Сальников Н.А.
НИИХиммаш, г. Москва

Отделение жидкости от транспортного воздуха является принципиальной задачей в системах жизнеобеспечения (СЖО) космических станций. Одним из эффективных способов отделения жидкости от газа в условиях микрогравитации является разделение в центробежном поле. В настоящее время АО «НИИХиммаш» разработан и проходит испытания опытный образец малогабаритного насоса-сепаратора конденсата и воды НС-КВ, предназначенный для осуществления процесса разделения газожидкостной смеси (ГЖС) в СЖО экипажей космической станции.

Сепарация ГЖС реализуется за счет создания центробежных сил, заменяющих в невесомости действие силы тяжести. В результате вращения ротора, жидкость, находясь в его полости, также закручивается, образуя кольцо. За счет избыточного давления, возникающего в центробежном поле, осуществляется её отвод из аппарата через дисковый черпак, а отделенный воздух удаляется через патрубок отвода газа. Гидрозатвор обычно организуется закрытием электромагнитного клапана на сливе жидкости по сигналу от давления на соответствующем уровне жидкостного кольца. Исследовано поддержание уровня жидкости и перекрытие поступления ГЖС на входе за счет нормально-закрытого и нормально-открытого гидроавтоматов (ГА). Подобное решение значительно упрощает управление сепаратором.

При проектировании насоса-сепаратора важным является расчет напора, создаваемого на черпаках кольцом жидкости, т.к. данная величина определяет рабочие характеристики аппарата и гидроавтоматов. В связи с наличием силы трения вращение кольца жидкости не совпадает со скоростью вращения ротора, поэтому в уравнение расчета общего напора вводится эмпирический коэффициент, учитывающий проскальзывание кольца жидкости относительно ротора.

По сравнению с другими центробежными сепараторами, НС-КВ имеет ряд технических преимуществ: продолжительный ресурс работы и малую энергоёмкость, реализованные за счет установки бесконтактного моментного электродвигателя, возможность программной регулировки числа оборотов ротора при помощи блока управления, компактность конструкции из-за совмещения ротора с дисковым черпаком и электродвигателя в один корпус.

В настоящем докладе представлены гидродинамические характеристики НС-КВ при различных режимах подачи ГЖС, проведен их сравнительный анализ с характеристиками других центробежных разделителей, уточнен коэффициент проскальзывания и показана возможность автоматического регулирования работы сепаратора с использованием гидроавтоматов.

Analysis of the parameters of the centrifugal separators with hydro valves control as a part of the space station life support systems

Pavlov A.V., Bobe L.S., Kiryuhin A.V., Rykhlov N.V., Sahnikov N.A.
JSC "NIICHIMMASH", Moscow

Separation of liquid from air transport is a fundamental task in the space station life support systems. In microgravity conditions one of the effective ways of separating liquid from the gas is the separation in a centrifugal field. Currently JSC "NIICHIMMASH" designed and tested a prototype of a small-sized pump-separator of condensate and water "NS-KV" for the separation gas-liquid mixture (GLM) in life support systems of the space station.

Separation of GLM is realized through the creation of centrifugal forces that replace the action of gravity in the weightlessness. As a result of frictional forces the fluid in the rotor unit is twisted and forming a liquid ring. Due to excess fluid pressure occurring in the centrifugal field, it's carried out withdrawal of water from the unit through a disk scoop and the separated air is removed through the gas discharge tube. Usually water seal is organized by the closure solenoid valve when draining the fluid by a signal from the pressure of the liquid ring. It was investigated the maintenance of fluid level and moment when gas-liquid mixture stopped to entered to the unit due to a normally-closed and normally-open feedback valve (hydro valve). This solution greatly simplifies the separation control.

Calculation of the pressure generated by the disk scoops is important during the design of the separator as this value defines the operating characteristics of the unit. Due to the frictional force the liquid ring does not coincide with the rotation speed of the rotor. Therefore, the equation for calculating of the total pressure contains an empirical factor considering the liquid ring slip relative of the rotor. Compared with other centrifugal separators the designed pump-separator has a number of technical advantages. These include long service life and low unit power consumption due to installing a non-contact torque motor, the possibility of program adjusting of revolutions of the rotor by means of the control unit, a compact design resulting from alignment with the rotor disk and motor ladle into one body.

This report presents the hydrodynamic characteristics of the pump-separator in different modes of GLM supply. A comparative analysis with the characteristics of a centrifugal separator MNR-NS is carried out, slip ratio factor is refined and the possibility of automatic adjustment of the separator by hydro valve is showed.

Математические модели транспортного обслуживания космических аппаратов

Иванов В.А., Ручинский В.С., Павлович Д.Д.
МАИ, г. Москва

Практически ни одна космическая программа не может выполняться без проведения соответствующих транспортных операций. Цель этих операций заключается в обслуживании орбитальных станций (ОС) и других космических объектов (доставка грузов, смена экипажей, аварийное спасение космонавтов), в доставке полезных грузов на заданные орбиты, в сборке крупных космических конструкций, проведении определенных работ и научных исследований в

окрестности ОС. Все эти задачи могут быть объединены под общим понятием транспортного обслуживания космических аппаратов (КА).

В докладе моделируется применение космической тросовой системы для облета системы КА, движущихся по круговой орбите.

Рассматривается орбитальное движение привязного объекта (ПО) связки со скоростью, отличной от круговой скорости для данной высоты. Это обстоятельство позволяет считать возможным применение космической тросовой системы для облета системы КА, движущихся по круговой орбите. Если радиус орбиты базового объекта связки меньше радиуса орбиты, по которой движется КА, то ПО последовательно один за другим нагоняет КА. Если радиус орбиты базового объекта связки больше радиуса орбиты, по которой движется КА, то, наоборот, все КА последовательно нагоняют ПО. Предполагается, что КА системы находятся на одном и том же угловом расстоянии друг от друга.

При рассмотрении облета системы КА, движущихся по круговой орбите использованы ранее полученные результаты, относящиеся к встрече ПО с отдельным КА, см. [1-2].

Если радиус орбиты базового объекта связки меньше радиуса орбиты, по которой движется КА, время облета системы КА возрастает с увеличением количества аппаратов в системе и с уменьшением длины троса. При фиксированном радиусе орбиты, по которой движется КА, уменьшение длины троса означает, что радиус орбиты базового объекта связки возрастает и приближается к радиусу орбиты, по которой движется КА.

В докладе представлены результаты расчетов характеристик облета системы КА для импульсной схемы облета при различном числе космических аппаратов в системе и рассматривается выигрыш в энергетике за счет применения связки для обслуживания системы КА.

Список литературы

1. Иванов В.А., Купреев С.А., Ручинский В.С. Космические тросовые системы: учебное пособие. М.: Альфа-М, 2014. -208 с.
2. Иванов В.А., Купреев С.А., Ручинский В.С. Орбитальное функционирование связанных космических объектов. – М.: Изд-во «ИНФРА-М», 2014. -320 с.

Mathematical models of the transport service spacecraft

Ivanov V.A., Ruchinskiy V.S., Pavlovich D.D.

MAI, Moscow

Almost none of the space program can't be executed without carrying out the corresponding transport operations. The purpose of these operations is to service the orbital stations and other space objects (shipment, change of crews, emergency rescue of astronauts), in the delivery of the payloads to the specified orbit Assembly of large space structures, carrying out of certain works and scientific research in the vicinity of orbital stations. All of these tasks can be combined under the common concept of transport service of space vehicles.

The report modeled the use of space cable systems for the flight system spacecraft moving in a circular orbit.

Considered the orbital motion of the tethered object bundles at a speed that is different from the circular speed for this altitude. This circumstance allows us to consider the possible application of space tether systems for orbit around the systems of

the spacecraft moving in a circular orbit. If the radius of the orbit of the base object bundles smaller than the radius of the orbit, which move the spacecraft, tethered to the object one by one catches up with the spacecraft. If the radius of the orbit of the base object of the ligament is greater than the radius of the orbit, which move the spacecraft, on the contrary, all spacecraft consistently catching the tethered object. It is assumed that the spacecraft systems are at the same angular distance from each other.

When considering the flight system spacecraft moving in a circular orbit used the previously obtained results relating to meeting the tethered object with a separate spacecraft, see [1-2].

If the radius of the orbit of the base object bundles smaller than the radius of the orbit, which move the spacecraft, the flight systems spacecraft increases with increasing number of vehicles in the system and a decrease in the length of the cable. At a fixed radius of the orbit, which moves the spacecraft, reducing the length of the cable means that the orbital radius of the base object ligaments increases and approaches the radius of the orbit, which moves the spacecraft.

The report presents the results of calculations of characteristics of the flight system spacecraft for the pulse scheme, circled with a different number of spacecraft in the system and considers the gain in energy through the use of ligaments for the maintenance of the systems of the spacecraft.

Bibliography

1. Ivanov V. A., Kupreev S. A., Ruchinskiy, V. S., Space tether systems: a tutorial. M.: Alpha-M, 2014. -208 p.

2. Ivanov V. A., Kupreev S. A., Ruchinskiy, V. S. Orbital functioning of space related objects. – M.: Publishing house “INFRA-M”, 2014. -320 p.

Направления повышения эффективности существующих телеметрических систем ракет-носителей тяжелого класса

Поленов Д.Ю., Мороз А.П.
НПО ИТ, г. Королёв

В настоящее время радиопередача телеметрической информации с борта широко распространенных ракет-носителей (РН) тяжелого класса таких, как «Протон-М» и «Ангара», осуществляется с помощью телеметрических систем (ТС) «Скут-40» и «Орбита IV» соответственно. При этом основные характеристики указанных ТС – вид модуляции несущей, информативность, зависимость вероятности битовой (символьной) ошибки P_b от отношения энергии бита к спектральной плотности мощности шума и прочие – остаются неизменными. Стоит также добавить, что быстрые темпы роста микропроцессорной техники, применяемой при построении систем обработки информации, аналого-цифровых преобразований, генерировании необходимых частот позволяют повысить эффективность указанных ТС. Кроме этого, постоянно увеличивающиеся требования к количеству и частоте опроса контролируемых параметров изделия также ведут к поиску путей совершенствования существующих ТС. Другими словами, как говорил Эмиль Золя: «Надо идти вперед, все вперед, с жизнью, которая никогда не останавливается».

Анализируя мировые тенденции в методах передачи телеметрической информации с изделий РКТ, замечен постоянный интерес к применению цифровой радиопередачи информации, целесообразность чего подтверждается

также и опытом зарубежных телеметристов. В разрабатываемых ТС они зачастую применяют манипуляцию несущей частоты, а также многопозиционное кодирование. Следует сказать, что переход на цифровую радиопередачу позволяет:

1. Повысить достоверность принимаемой информации.
2. Улучшить энергетику радиoliniи.
3. Повысить скорость обработки принятых данных.
4. Сузить ширину полосы частот.

Таким образом, выделяются следующие, вытекающие из указанных преимуществ цифровой радиопередачи, направления повышения эффективности существующих ТС:

- 1) переход от аналоговых и аналого-цифровых ТС к цифровым;
- 2) повышение позиционности передаваемого кода;
- 3) применение помехоустойчивого и восстанавливающего кодирования передаваемого кода.

Directions of increase of efficiency existing telemetry systems rockets of heavy class

Polenov D.Yu., Moroz A.P.
NPO IT, Korolev

Currently broadcast telemetry information from the board of the widespread launch vehicles (LV) heavy class such as «Proton-M» and «Angara», by means of telemetry systems (TS) «Skut-40» and «Orbita IV MO» respectively. However, the main characteristics of these vehicles - the modulation type of carrier, the information content, the probability of dependence bit (symbol) error P_b from the bit energy-to noise power spectral density and others – remain unchanged. It is worth mentioning that the rapid growth of microprocessor technology, used in the construction of systems of information processing, analog-to-digital conversions, generating necessary frequencies will improve the effectiveness of these TS. In addition, the ever-increasing demands on the quantity and frequency of the survey controlled parameters of the product are also to seek ways to improve the existing TS. In other words, in the words of Emile Zola: «We must go forward, forward to a life that never stops».

Analyzing the global trends in the methods of telemetry data transmission products RKT, noticeable constant interest in the application of digital broadcast information, the feasibility of which is also confirmed by the experience of foreign telemetry specialists. The TS developed, they often use manipulation of the carrier frequency, as well as multi-position encoding. It should be noted that the transition to digital broadcast, you can:

1. To increase the accuracy of the information received.
2. Improve the energy of the radio link.
3. To increase the speed of processing the received data.
4. Narrow bandwidth.

Thus, the following stand out arising from these advantages of digital radio, ways to improve the effectiveness of existing TS:

- 1) the transition from analog to digital, and analog to digital vehicle;
- 2) improving the positional transmitted code;
- 3) the use of error-correcting and reducing coding the transmitted code.

Критерии эффективности для анализа системы генерации кислорода «Электрон-ВМ» на Международной космической станции

Прошкин В.Ю.¹, Курмазенко Э.А.¹, Щеглова Е.В.¹, Зарецкий Б.Ф.²
¹НИИХиммаш, ²МАИ, г. Москва

Российская система генерации кислорода (СГК) «Электрон-ВМ» с 2000 г. работает на Международной космической станции (МКС). Кислород для дыхания экипажа получают в технологическом блоке (ТБ) СГК электролизом воды с циркулирующей щелочного электролита через электролизер, разделением смеси газ-жидкость в статических разделителях и каталитической очисткой кислорода. Сегодня на борту МКС работает 8-й ТБ. У каждого нового ТБ конструкция и методики работы развивались относительно предыдущего.

Анализ СГК «Электрон-ВМ» идет с позиций 3-х общих глобальных критериев эффективности (ГКЭ): живучесть G (объединяет частные критерии (ЧК) ресурс, надежность и др.), себестоимость C (ЧК энергопотребление, масса, время на обслуживание, материальные затраты и др.) и комфортность F (ЧК параметры среды обитания, взаимодействие с экипажем, размещение, режимы работы и др.). Значимость ГКЭ относительно друг друга: $G > C > F$.

ГКЭ живучесть определяется, в основном, конструкцией и внутренней структурой СГК. Ограничения живучести – негативные процессы в СГК от естественной выработки ресурса и нештатных ситуаций (НШС). Высокая живучесть СГК «Электрон-ВМ» обеспечена: устойчивостью параметров при наработке ресурса ТБ и их возвращением на прежний уровень после НШС, комплектом дополнительного оборудования для СГК, возможностями для дальнейшей модернизации. Важный компонент живучести – информация о параметрах (наблюдаемость). Повышение наблюдаемости СГК позволяет распознать и локализовать НШС на более раннем этапе развития.

ГКЭ себестоимость определяется не только ЧК СГК, но и связями СГК на борту МКС. Важные ограничения себестоимости – параметры и условия работы систем, взаимодействующих с СГК. Поэтому, низкую себестоимость обеспечит совместная оптимизация комплекса взаимосвязанных систем, с учетом экипажа и всей системы подготовки и сопровождения полета.

ГКЭ комфортность определяется методиками эксплуатации, режимами работы и алгоритмом управления СГК. Высокая комфортность включает создание возможно оптимальных условий не только для экипажа, но и для служб на Земле и для работы технических систем на борту МКС (как для СГК «Электрон-ВМ», так и для взаимодействующих с ней систем).

Анализ позволяет выявить проблемные места СГК «Электрон-ВМ» и ее окружения (технические системы, экипаж, Земля), которые ограничивают оптимизацию по данным ГКЭ. По итогам анализа идет соответствующая доработка и модернизация. Ближайшая цель: обеспечить для ТБ системы «Электрон-ВМ» на МКС не менее 5-6 лет наработки (сегодня достигнута наработка 3,5 г.) при высокой безопасности и оптимизации технических, производственных и эксплуатационных параметров СГК и ее окружения.

Efficiency criteria for analysis of the oxygen generation system “Electron-VM” on board of the International Space Station

Proshkin V.Yu.¹, Kurmazenko E.A.¹, Shcheglova E.V.¹, Zaretsky B.F.²

The Russian oxygen generating system (OGS) “Electron-VM” is working on board of the International Space Station (ISS) since 2000. Oxygen for breathing crew is produced of the technological block (TB) system by electrolysis of water with alkaline electrolyte, which is circulated through the electrolyser. Next comes the separation of gas-liquid mixture in static separator and then the catalytic purification of oxygen. Today aboard the ISS working eighth the TB. The design and exploitation of each new TB have been upgraded compared to previous TB.

Analysis of the OGS “Electron-VM” is done with positions of 3 generalized global criteria efficiency (GCE): survivability G (unites partial criteria (PC) such as resource, reliability, etc.), cost C (unites PC such as power consumption, weight, service time, material costs, etc.) and comfort F (unites PC such as parameters of habitable environments, interaction with the crew, placing the system on board, operation modes, etc.). Significance GCE relative to each other: $G > C > F$.

GCE survivability is determined mainly of design and internal structure of the oxygen generating system. The negative processes in the OGS because of the duration system operating time and off-normal situations (ONS) limit the survivability. Stability of parameters in the long operating time of the system, the return of parameter values to the previous level after off-normal situations and set of additional equipment for the OGS provide high survivability system “Electron-VM”. Information about system parameters (observability) is an important component of survivability. Increasing observability of OGS allows to recognize and localize off-normal situations at a more early stage of development.

GCE cost is determined not only by PC OGS system, but also interconnections the system aboard the ISS. The parameters and work conditions of the systems interacting with the OGS are important limit of cost. Therefore, low cost is provided by the joint optimization of complex interconnected systems, taking into account the crew and the entire system of training and support of flight.

GCE comfort is determined of the methods of exploitation, operation modes and OGS control algorithm. High comfort involves creating optimal conditions not only for the crew, but also for the technical services on the Earth and for the operation of the technical systems on board the International Space Station (for the system “Electron-VM” and interacting with it systems).

Analysis helps to identify problem areas of the system and its environment (technical systems, crew, Earth), which limit optimization according to the GCE. The corresponding development and upgrade carried out based on the analysis results. Immediate objective: provide for TB system “Electron-VM” aboard the ISS at least 5-6 years of operating time (today maximum operating time equals 3.5 year), with high security and optimization of technical, production and operational parameters of the system and its environment.

Воздействие ударного фронта на тонкостенную конструкцию головного обтекателя высокоскоростного ЛА

Туркин И.К., Рогов Д.А.

МАИ, г. Москва

В материалах работы рассматривается быстротекущее взаимодействие обтекателя высокоскоростного летательного аппарата, представляющего собой тонкостенную оживальную металлическую осесимметричную оболочку, с внешней нагрузкой в условиях предварительного нагрева, неравномерного по окружной координате обтекателя. Параметры взаимодействия поверхности объекта с ударным фронтом воздушной волны описываются нестационарным нагружением внешним неравномерным давлением. Длительность воздействия данного давления составляет интервал порядка 4×10^{-3} секунды. Деформации оболочки, соответствующие предварительному неравномерному нагреву, могут быть вычислены путем решения уравнений термоупругого равновесия. Определение параметров напряженно-деформированного состояния конструкции связано с решением динамической задачи и состоит в интегрировании нелинейных уравнений движения оболочки при заданных начальных смещениях, нулевых начальных скоростях и граничных условиях, соответствующих закреплению обтекателя.

The impact of the shock front on the thin-walled design fairing high-speed aircraft

Turkin I.K., Rogov D.A.
MAI, Moscow

Galloping interaction of radome of the flying object is considered in this paper. Radome as the thinwalled metal axisymmetrical ogival shell with external load in case of circumferentially nonuniform preheating. Parameters of interaction of object surface with blast wave front are presented by applied transient pressure. Action time of this pressure makes an interval approximately four milliseconds. Preheating-caused shell deformations (to be calculated) by solution of thermo elastic balance equations. Determination of the stress strain state parameters is presented in dynamical problem solution and nonlinear shell motion equation integration in demand initial movement, zero initial velocity and relevant boundary conditions.

Управляемое движение в гравитационном поле спутника на длинном тяжелом тросе, выпускаемом с космического аппарата

Русских С.В.
МАИ, г. Москва

Разработана математическая модель нелинейной динамики выпускаемого с космического аппарата в гравитационном поле Земли длинного тяжелого растяжимого троса с управляемым твердым телом на конце. Это тело движется под действием заданной регулируемой реактивной силы со скоростью, направленной в каждый момент времени на наблюдаемый спутник, движущийся по близкой орбите. Цель операции: сближение управляемого тела со спутником; захват с помощью специального приспособления типа «кошек»; притягивание спутника к космическому аппарату.

Трос переменной длины, сматываемый при выпуске с барабана на космическом аппарате, делится, начиная с спутника, на прямолинейные невесомые участки (конечные элементы) с эквивалентными сосредоточенными массами в узлах.

Уравнения пространственного движения изменяемой космической системы (космический аппарат, дискретная модель троса и субспутник) составляются в подвижной системе координат, связанной с движущимся и вращающимся космическим аппаратом, с учетом сил сферического гравитационного поля Земли для больших перемещений троса. При выпуске троса в определенные моменты времени появляются новые сосредоточенные массы, и для них записываются дополнительные уравнения. Нелинейные дифференциальные уравнения движения системы приводятся к уравнениям первого порядка и интегрируются по времени шаговым методом.

Рассмотрены модельные примеры расчета с оценками точности численных решений в определенных случаях путем сравнения с законом сохранения энергии.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (код проекта 15-08-06259 А).

Controlled motion in the gravitational field of subsatellite on long heavy rope released from the spacecraft

Russkikh S. V.

MAI, Moscow

The mathematical model of the nonlinear dynamics released from a spacecraft in the gravitational field of the Earth long heavy inextensible rope with a controllable rigid body at the end is developed. This body moves under the influence of a set variable reactive force with the velocity directed in each moment of time to the observed satellite moving along a close orbit. The purpose of the operation is the convergence of the controlled body with the satellite; the capture with the use of a special device called "cats"; the attraction of the satellite to the spacecraft.

The rope of variable length reeled with the release from the drum on the spacecraft is divided to straight weightless areas (finite elements) with equivalent concentrated masses at the nodes beginning with subsatellite.

Equations of spatial motion of the variable space systems (spacecraft, discrete rope model and subsatellite) are made in a moving coordinate system connected with moving and rotating spacecraft, with the account of the forces of a spherical gravitational field of the Earth for large cable's displacement. With the release of the cable at certain times the new concentrated masses appear and additional equations are written for them. Nonlinear differential equations of system motion are led to the equations of the first order and are integrated in time with a step method.

The model calculation examples with the numerical solutions accuracy estimates in certain cases by comparison with the law of energy conservation is considered.

The work is executed at financial support of RFBR (project code 15-08-06259 А).

Расчетно-экспериментальный анализ массообмена в пограничном слое мембраны при обратноосмотической очистке санитарно-гигиенической воды на космической станции

Сальников Н.А.^{1,2}, Бобе Л.С.¹

¹АО «НИИХиммаш», г. Москва; ²Московский политехнический университет, г. Москва

В настоящее время Научно-исследовательским и конструкторским институтом химического машиностроения (АО «НИИХиммаш») ведется разработка перспективной системы регенерации санитарно-гигиенической воды (СРВ-СГ-М), основанной на мембранной очистке методом обратного осмоса. Предполагается, что в системе будет возможно проводить очистку воды, полученной после водных процедур экипажа, а также после стирки одежды. При этом для водных процедур экипажа и стирки может быть использовано большинство общепринятых моющих средств.

Движущей силой процесса обратноосмотической очистки воды является перепад давления на мембране. Для осуществления процесса очистки рабочее давление в мембранном аппарате должно превышать осмотическое давление очищаемого раствора. Негативным явлением при осуществлении обратноосмотической очистки воды является концентрационная поляризация, которая выражается в повышении концентрации растворенных веществ у поверхности мембраны и численно отражается отношением концентрации растворенных веществ в пограничном слое жидкости у поверхности мембраны и в ядре потока. Данное явление снижает движущую силу процесса очистки, повышая осмотическое давление разделяемого раствора у поверхности мембраны, может привести к осадкообразованию на мембранной поверхности и блокировке ее активного слоя.

В пограничном слое у поверхности мембраны перенос растворенных веществ осуществляется, в основном, путем конвективно-молекулярной диффузии. При этом определение коэффициента массоотдачи в пограничном слое является весьма трудной задачей. Ранее (Л.С. Бобе с сотрудниками) была разработана теория расширенной аналогии теплообмена и массообмена. На основе этой теории предложен метод расчета диффузионного массообмена и концентрации растворенных веществ в пограничном слое жидкости у поверхности мембраны при проведении процесса очистки воды методом обратного осмоса.

В настоящем докладе предложен метод расчета потока массы при концентрационной поляризации и приведены подтверждающие расчеты экспериментальные данные, представлены принципиальная схема и предполагаемые параметры разрабатываемой системы СРВ-СГ-М, приведены результаты экспериментов по очистке имитатора санитарно-гигиенической воды и реальной санитарно-гигиенической воды, полученной после мытья рук.

Calculating and experimental analysis of mass transfer in a boundary layer of a membrane during the hygiene water purification by the reverse osmosis aboard the space station

Salmikov N.A.^{1,2}, Bobe L.S.¹

¹НИИХИММАШ, Moscow; ²Moscow Polytechnic University, Moscow

Research and design institute of chemical engineering (НИИХИММАШ) designs the prospective hygiene water processing system based on reverse osmosis nowadays. It is supposed that the system will be used for hygiene water recovery after a shower and washing clothes procedures with different soaps.

The pressure difference on the membrane is the driving force for water purification process by means of reverse osmosis. The operating pressure inside the reverse osmosis unit should exceed the osmotic pressure of the processing solution to provide

proper water recovery. Concentration polarization is a negative phenomenon in reverse osmosis. It appears in increasing of concentration of dissolved matter near the membrane surface. Concentration polarization numerical expression is the ratio of the concentration of dissolved matter near the membrane surface and in the main stream. This phenomenon decreases the driving force of reverse osmosis, increases the osmotic pressure, may lead to sedimentation and blocking of the active surface.

There is a mass transfer by a process of convective-molecular diffusion within the boundary layer of membrane. As a matter of fact it is difficult to calculate the mass-transfer coefficient within boundary layer. The theory based on the extended analogy between mass transfer and heat transfer was designed by L.S. Bobe with his colleagues before. The new computation method based on this theory is proposed. This method makes it possible to calculate diffusion mass transport and the concentration of dissolved matter within a boundary layer near the membrane surface during reverse osmosis hygiene water processing.

In this paper the calculation of mass transfer caused by concentration polarization is proposed. The experimental data confirming calculations are shown. The estimated options and a flow diagram of the designing system are presented. The results of the researches of the hardware for water purification with the use of a hygiene water simulation liquid and a hygiene water after handwashing are observed.

Азимутальная ориентация платформы трехосного гиросtabilизатора с учетом его угловых отклонений

Камкин Е.Ф., Байрамов К.Р., Макаров В.А., Сивков М.А.
ВА РВСН, г. Балашиха

Азимутальное ориентирование заключается в определение положения объекта относительно местного меридиана. Выполнение данной операции реализуется следующими способами: от исходного геодезического направления, согласование с внешней инерционной системой, автономное ориентирование, без привлечения внешних источников информации.

В автономном азимутальном ориентировании, как правило, используют гироскопы, в которых под действием горизонтальной составляющей угловой скорости Земли совмещается вектор кинетического момента ротора гироскопа с направлением на север.

В данной работе мы рассмотрели вопрос повышения точности и сокращение времени определения азимута при использовании гироскопа.

Для этого используется один из гироскопов системы стабилизации гиросtabilизированной платформы, при этом горизонтирование платформы относительно одной из осей осуществляется путем отклонения акселерометра от датчика моментов гироскопа системы стабилизации по этой оси и подключения его к соответствующему двигателю стабилизации через усилитель стабилизации.

Перед началом измерений одну из осей, связанных с платформой трехосного гиросtabilизатора, грубо приводят по азимуту к меридиану.

Азимут платформы трехосного гиросtabilизатора определяют по информационным сигналам, равным разности между номинальными значениями угла прецессии гироскопа и соответствующими значениями его широкодиапазонного кодового датчика угла.

Для компенсации влияния переходного процесса в системе горизонтирования, обусловленного исклочением гироблока из данной системы, одновременно с определением разностного угла измеряют акселерометром угол отклонения платформы от горизонта, осуществляют дифференцирование измеренного угла, рассчитывают текущие значения тока компенсации, который после преобразования из цифровой формы в аналоговую подают на датчик моментов данного гироблока.

Результаты моделирования показали повышение точности и уменьшение времени определения азимута с использованием компенсационного момента.

The azimuthal orientation of platform of three-axe gyrostabilizer given its angular deviations

Kamkin E.F., Bayramov R.K., Makarov V.A., Sivkov M.A.
VA SMF, Balashikha

The azimuth orientation is the determination of the position of the object relative to the local Meridian. This operation is implemented in the following ways: from the initial geodesic direction, coordination with the external inertial system, Autonomous orientation, without the involvement of external sources of information.

In the Autonomous azimuthal orientation, as a rule, use a gyrocompass, which under the action of the horizontal component of the angular velocity of the Earth combined vector of the kinetic moment of the rotor of the gyroscope with the direction of the North.

In this paper we have considered the problem of improving the accuracy and reducing the time of determining azimuth when using a gyrocompass.

To do this, use one of gerolakos stabilization system gyro-stabilized platform, thus levelling the platform about one of the axes is carried out by turning off the accelerometer from the sensor moments of girolata stabilization system on this axis and connecting it to the corresponding engine stabilization, amplifier stabilization.

Before making a measurement, one of the axes associated with the three-axis platform gyrostabilizer roughly result in azimuth towards the Meridian.

The azimuth of platform of triaxial gyrostabilizer is determined by information signals is equal to the difference between the nominal values of the angle of precession of girolata and the corresponding values of its wide-range encoder angle.

For compensation of the transition process in the levelling system, due to the exclusion of girolata of this system, simultaneously with the determination of the differential angle measured by the accelerometer, the angle of deviation of the platform from the horizon, carry out the differentiation of the measured angle, calculate the current values of the current compensation, which, after conversion from digital form into analog served on the gauge aspects of this girolata.

The simulation results showed the improvement of accuracy and reduction of time of the azimuth with the use of compensatory time.

Оптимальное целераспределение задач между элементами космической транспортной системы в условиях неоднородного внешнего целевого множества

Бальк В.М., Маленков А.А., Станченко А.С.
МАИ, г. Москва

Задачи целераспределения уже давно стали традиционными при проектировании новых образцов ракетно-космической техники, но, несмотря на это, методы их решения остаются далеко не завершёнными. По существу задача целераспределения является комбинаторной задачей, но методы решения комбинаторных задач малопригодны в силу большой размерности задач целераспределения и большого числа функциональных ограничений.

Задача целераспределения состоит в рациональном распределении заданного множества целевых задач X между отдельными летательными аппаратами системы. При этом замена внешнего множества целевых задач X на некоторую «расчётную характеристику» недопустима, так как «расчётные характеристики зачастую приводят» к появлению существенной систематической ошибки, а в ряде случаев вообще могут отсутствовать.

Обобщением «расчётных характеристик» при распределении целевых задач по отдельным типам летательных аппаратов является функция $E(\omega)$, которая позволяет оценить работу системы в целом, по всей совокупности выполняемых ею задач. Для её построения необходимо установить правила, позволяющие по критерию эффективности найти распределяющую функцию.

Такие правила устанавливаются средствами статистического синтеза, где основным объектом является статистическая выборка. Такая выборка строится для всего многообразия характеристик целей и по статистическим критериям проводится построение функции распределения целевых задач по типам летательных аппаратов транспортной системы.

The optimal target assignment of tasks between elements of the space transport system in the conditions of a dissimilar target set

Balik V.M., Malenkov A.A., Stanchenko A.S.

MAI, Moscow

The target assignment problems have already become traditional ones with the design of new samples of space rocket equipment. Nevertheless, despite this fact, the methods of resolving this problem are still perceived as incomplete. In fact, the target assignment problem is a combinatorial task, but the ways of its resolving are of little use owing to the great variety of target assignment problems and a large number of functional restrictions.

The challenge is that of rational distribution of multiple posed tasks X between the separate flying vehicles of the system. At the same time, the replacement of the external multiplicity of tasks X for the design characteristics often leads to the emergence of a considerable error, but in some cases it might not be necessary.

A synthesis of design characteristics within the distribution of target assignment to the particular types of flying vehicles is the function $E(\omega)$, which makes possible to assess the work of the whole system proceeding from all the tasks performed. To construct the function is necessary to find the distributive function.

These rules are established by means of static synthesis where the main object is the static sample. This sample is being constructed to all the variety of target characteristics. The construction of a function and the distribution of the target assignment within the types of flying vehicles are performed by the static criteria.

Способ управления движением беспилотного планирующего летательного аппарата на маршевом участке

Таньгин А.В., Горченко Л.Д., Байрамов К.Р.

ВА РВСН им. Петра Великого, г. Балашиха

Подход к наведению беспилотного планирующего летательного аппарата (БПЛА) с решением краевой задачи в целевой прямоугольной системе координат становится непригодным при управлении на большие расстояния от точки наведения (порядка нескольких тысяч километров). Причиной является то, что на больших удалениях из-за кривизны траектории параметры, служащие краевыми условиями в краевой задаче наведения в целевой прямоугольной системе координат, принимают очень большие значения и, как следствие, становятся большими значения требуемых ускорений и значения требуемого угла атаки, что приводит к существенным потерям скорости движения из-за сопротивления атмосферы.

В работе представлен способ управления движением беспилотного планирующего летательного аппарата на маршевом участке. Маршевым принято называть основной участок траектории, который проходит в верхних слоях атмосферы, где БПЛА совершает длительный планирующий полет.

В предложенном способе наведение БПЛА осуществляется с использованием терминального метода наведения «по требуемому ускорению», который включает решение краевой задачи наведения в сопровождающей системе координат с целью определения требуемого ускорения, обеспечивающего перевод БПЛА из текущего положения в требуемое конечное, задаваемое в каждой очередной опорной точке траектории. Сопровождающая система координат с началом на радиус-векторе центра масс (ЦМ) БПЛА на высоте равной высоте очередной точки наведения вводится так, что ось S_x системы направлена вдоль радиус-вектора от центра масс БПЛА, ось S_z – по нормали к плоскости, образуемой двумя радиус - векторами – текущего положения ЦМ и очередной точки наведения, – исходящими из центра Земли. Ось S_x дополняет систему координат до правой прямоугольной.

Требуемые значения ускорений как функции времени движения на оставшейся части пути к опорной точке определяются в полускоростной системе координат и позволяют вычислить требуемое значение угла аэродинамического крена. Требуемое же значение угла атаки вычисляется после определения проекций требуемого ускорения в скоростной системе координат с помощью таблиц, представляющих зависимость аэродинамических коэффициентов от высоты, числа Маха и угла атаки, методом итераций.

В результате при использовании в краевой задаче сопровождающей системы координат в качестве целевой требуемые значения ускорения и угла атаки во всё время наведения на опорные точки траектории остаются малыми и малыми оказываются потери скорости БПЛА, при этом увеличивается располагаемая дальность полёта БПЛА.

Unmanned gliding vehicle midcourse movement control method

Tanygin A.V., Gorchenko L.D., Bairamov K.R.

MA of SMF named after Peter the Great, Balashikha

The approach to the unmanned gliding vehicle (UGV) guiding with the solution of the boundary value problem in a rectangular target coordinate system is unusable for far distances from the target point (the order of several thousand kilometers). The reason is that at long distances due to the curvature of the trajectory parameters, which are boundary conditions in the boundary value problem of guidance in a rectangular target system, reach very large values and, as a consequence, the required acceleration and, accordingly, the value of the desired angle of attack leading to a substantial loss of speed due to air resistance reach large values.

In the work the unmanned gliding vehicle midcourse movement control method is described. The midcourse is the main part of the trajectory taking place in the upper atmosphere, where an UGV is planning for a long time.

In the proposed method an UGV is guided with the terminal method of "the required acceleration", which includes the solution of the boundary guidance task in the accompanying coordinate system for determining the required acceleration, providing an UGV movement from the current point to the desired endpoint, determined in each reference point path. The accompanying coordinate system with the origin on the radius vector of the center of mass (CM) of the UGV at a height equal to the height of the next guidance point is introduced so that S_{cy} axis is directed along the radius vector of the center of mass of the UGV, S_{cz} axis - along the normal to the plane formed by the two radius - vectors - of the CM current position and the next point - starting from the center of the Earth. S_{cx} axis completes the coordinate system to the right square.

The required acceleration as a function of motion at the rest of the way to the reference point are found in the half-rate coordinate system and allows to calculate the required value of the aerodynamic angle of heel. The required value of the angle of attack is calculated after determining the desired acceleration projections in the speed coordinate system by the tables of the dependence of aerodynamic coefficients from the height, the Mach number and angle of attack with the method of iterations.

As a result, after using an accompanying coordinate system instead of target for the boundary problem solution the required values of the acceleration and angle of attack while guiding to the reference points of the trajectory remain small as well as the UGV's speed losses, it increases the available range of the UGV flight.

**Методика наземной отработки полетного задания для выполнения
космических миссий при штатной эксплуатации интегрированных
инерциально-спутниковых
навигационных систем**

Тарасов К.Е., Васильева О.Г.

НПЦ АП им. ак. А.Н. Пилюгина, г. Москва

Основная задача системы управления заключается в обеспечении выведения космических аппаратов на целевую орбиту с параметрами, соответствующими данным полетного задания, включая данные по баллистике полета, точностным характеристикам орбиты выведения космического аппарата и циклограмме полета.

В целях выявления ошибок при реализации полетного задания, которое содержит константы для настройки бортового программного обеспечения,

разработана специальная методика, которая содержит комплекс проверочных испытаний, состоящий из следующих этапов:

- 1) Испытания бортовых программ на персональных компьютерах с использованием интерпретаторов и трансляторов.
- 2) Испытания на моделирующих комплексах с реальной бортовой цифровой вычислительной машиной.
- 3) Комплексные испытания на стенде с реальной аппаратурой системы управления.

Оценка функционирования и точности работы системы управления осуществляется по данным обработки телеметрической информации, полученной при моделировании различных режимов полета. Анализ телеметрической информации должен показать:

- что при моделировании режимов полета с различными погрешностями, включая максимально допустимые, требования по точности выполняются по всем контролируемым и дополнительным параметрам, заданным в техническом задании;
- что алгоритмы и бортовые программы обеспечивают высокое качество и точность решения задач, выполняемых интегрированной системой инерциальной и спутниковой навигации;
- корректность определения в ходе моделирования ошибок ориентации, обусловливаемых суммарным влиянием ошибок начальной выставки, уходов гироскопов и погрешностей акселерометров, заданных при моделировании;
- правильность расчета и выработки корректирующих поправок по координатам, скоростям и углам для учета в программах навигации и наведения.

Flight task ground testing procedure for space missions accomplishing at operation of the integrated inertial-satellite navigation systems

Tarasov K.E., Vasilieva O.G.

Academician Pilyugin Center, Moscow

The main purpose of the control system is to ensure payload injection into the target orbit with required parameters of the flight task, including ballistic data, target orbit parameters and flight mission profile.

In order to identify errors, which may occur at the stage of the flight task formation a special procedure was developed; the flight task contains constants for on-board software settings. The procedure contains a set of verification tests, which are divided into several stages:

- On-board software testing on PC using interpreter and translator programs.
- Testing on simulator complex using actual on-board computer.
- Rig testing by using actual control system hardware.

The control system performance and accuracy evaluation is carried out by processing telemetry data obtained in various flight simulation modes. The telemetry data analysis must show:

- that in the flight simulation with a variety of errors with values up to maximum allowed, accuracy requirements are met all controlled and additional parameters specified in the requirements list;

- the algorithms and onboard software provide high quality and accuracy of an integrated inertial-satellite navigation;
- attitude errors identification accuracy during simulation, which caused by the influence of initial alignment errors, gyro and accelerometer errors specified in the simulation;
- calculation accuracy of coordinates, velocities and angles compensating corrections to consider them in the navigation and guidance algorithms.

Сравнительный анализ военных космических систем США и России

Теммоева Ф.М., Соболев Л.Б.

МАИ, г. Москва

Целью данной работы является сравнительный анализ военно-космических систем США и России, позволяющий оценить состояние работ и возможности конкуренции и сотрудничества в данной области.

США, начиная с 2002 года, сформулировали свои цели в космосе во многих документах, выпущенных правительственными ведомствами США. Эти цели предусматривают исследование Земли и околоземного пространства в мирных целях, а также космических систем военного применения.

Среди военных систем первым направлением является создание ракет-носителей, способных выводить в космическое пространство полезную нагрузку как военного, так и гражданского назначения на различные по удаленности от Земли и по форме орбиты. Вторым направлением является совершенствование системы противоракетной обороны, включающей в себя спутники слежения за запусками ракет и ракеты-носители для вывода противоракет в космос с целью уничтожения баллистических ракет противника. Третьим направлением является развитие компонентной базы космических систем, включающей спутники связи, системы спутниковой навигации (GPS) и системы раннего предупреждения о ракетном нападении, используемые для отслеживания пусков баллистических и иных ракет и для установления местонахождения пусковых площадок. Еще одним направлением является создание противоспутниковых систем космического и наземного базирования, работы над которыми ведутся как в США, так и в России. Большую роль, особенно для ВВС и ВМС, играют метеорологические спутники как военного, так и гражданского назначения, позволяющие получить информацию о погоде в любой точке мира за счёт атмосферных, океанографических исследований, мониторинга солнечной активности и пр.

В России с 2005 года действует Федеральная космическая программа, предусматривающая решение тех же задач (в том числе военных), что и США, но при значительно меньшем финансировании. Активно разрабатываются новые ракеты-носители («Ангара», «Старт-1», «Союз-2-1Б»). В настоящее время в космосе находится порядка 100 российских спутников (70% из них являются военными или двойного назначения) против более чем 400 американских. Продолжается совершенствование системы ГЛОНАСС, в том числе для совместного использования с системой GPS. На орбиту выведены спутники новых версий (в частности, новая система раннего предупреждения, связи и наблюдения «Меридиан»).

Результатом выполненной работы является объективная оценка состояния космической отрасли ведущих космических держав США и России.

The comparative analysis of military space systems of the USA and Russia

Temmoeva F.M., Sobolev L.B.

MAI, Moscow

The purpose of work is a comparative analysis of the USA and the Russia military-space systems, allowing to estimate a condition of works and opportunities for competition and cooperation in this area.

The USA, since 2002, have formulated the purposes in space in many documents which have been let out by the governmental departments of the USA. These purposes provide research of the Earth and near Earth environment in the peace purposes, and also space systems of military application.

Among military systems the first direction is creation of the rockets-carriers, capable to deduce in a space useful loading both military, and civil purpose on various on remoteness from the Earth and under the form of an orbit. The second direction is modernization of the antimissile defense system including satellites of tracking starts of rockets and a booster rocket for a conclusion antirockets in space with the purpose of destruction of opponent ballistic missiles. The third direction is development of componential base of the space systems including communication satellites, systems of satellite navigation (GPS) and early warning systems about the rocket attack, used for tracking start-up of ballistic and other rockets and for an establishment of a site starting places. One more direction is creation antisputnik systems in space and ground basing, works above which are conducted both in the USA, and in Russia. Greater role, especially for the Air Forces and Naval Forces, play meteorological satellites both military, and the civil purpose, allowing to receive the information on weather worldwide due to atmospheric, oceanographic researches, monitoring of solar activity and so on.

In Russia since 2005 the Federal space program providing the decision of the same problems (including military), as the USA operates, but at much smaller financing. New booster rockets (“Angara”, “Start-1”, “Souz-2-1B”) are actively developed. Now in space is the order of 100 Russian satellites (70 % from them are military or double purpose) against more than 400 American. Modernization of system GLONASS, including for sharing with system GPS, is made. Into an orbit the satellites of new versions (in particular, a new early warning system, communications and supervision “Meridian”) are deduced.

Result of performed work is the objective estimation possibilities for a rivalry and a collaboration of the USA and Russia.

О стратегии управления движением группировки КА по суточным наклонным орбитам

Мальшев В.В., Старков А.В., Толстенков П.С., Федоров А.В.

МАИ, г. Москва

Рассматривается высокоорбитальная группировка, состоящая из шести космических аппаратов на суточных наклонных орбитах с небольшим эксцентриситетом. Моделирование неуправляемого движения космических аппаратов орбитальной группировки показывает, что действие возмущающих факторов приводит к уходу от номинальных значений долгот восходящих узлов трасс, эксцентриситета, аргумента широты перигея, наклонения.

Ставится задача разработки стратегии коррекции орбит с целью поддержания их параметров в заданных пределах. Для исследования вариантов коррекции космических аппаратов используется программно-математическая модель, в которой принято допущение, что коррекции осуществляются импульсами тяги трансверсального направления. Удержание гринвичской долготы восходящего узла трассы в заданном диапазоне отклонений от номинального значения осуществляется построением предельного цикла, удержание эксцентриситета и аргумента перигея – приведением значений на верхнюю или нижнюю границу заданного интервала в зависимости от характера эволюции. Искомая стратегия включает потребное число коррекций, их периодичность и суммарную потребную характеристическую скорость на интервале времени 10 лет.

About formation keeping control strategy in diurnal inclined orbits

Malyshev V.V., Starkov A.V., Tolstenkov P.S., Fedorov A.V.

MAI, Moscow

The formation under consideration consists of six spacecrafts in diurnal inclined orbits with a small eccentricity. Uncontrollable formation motion modeling shows the Earth oblateness, Sun and Moon gravity perturbations lead to track longitudes of ascending nodes, an eccentricity, an argument of periapsis, and an inclination drift from nominal values.

The problem is to work out a formation keeping strategy to maintain above listed parameters within preset limits. The problem solution assumes instant thrust transverse impulse model. The strategy obtained includes correction number, correction periodicity and characteristic velocity for the 10-year lifecycle.

Об одной задаче оптимального управления движением ракеты космического назначения на начальном участке полета

Альтшулер А.Ш., Трифионов М.В.

МАИ, г. Москва

На начальном участке полета ракеты космического назначения (РКН), до высот 200-300 метров, одной из задач системы управления является увод газодинамических струй двигательной установки РКН от сооружений стартового комплекса (СК). Такой управляемый увод выполняется как для увеличения эксплуатационного ресурса элементов СК, так и в целях сохранности СК в случае аварийных ситуаций с РКН.

В качестве исследуемой системы в работе рассмотрена система управления гипотетической РКН. Вектор выхода системы включает в себя набор из четырех параметров движения РКН: горизонтальную скорость, координату следа струи на стартовой плоскости, угловую скорость и приращение к программному углу тангажа. Следует отметить, что одним из параметров выхода системы является положение следа струи двигателя на стартовой плоскости l_p , который зависит от переменных состояния РКН (координат и скорости движения центра масс, углов и угловых скоростей) и также от управляющей переменной - угла поворота сопла двигателя δ [1]. С учетом данной особенности задача оптимального управления положением следа струи на стартовой плоскости не может быть сведена к классической постановке задачи слежения для линейной

нестационарной системы с терминально-интегральным критерием оптимальности [2]. Для учета зависимости параметра l_p от угла δ необходимо добавить новый член $D(t) * u$ в матричное уравнение выхода системы. Полученную задачу оптимального управления РКН будем называть обобщенной задачей слежения. Отметим, что под задачей слежения в общем виде предусматривают выполнение системой управления РКН заданной программы изменения отслеживаемого параметра выхода системы.

В работе рассмотрена и решена обобщенная задача слежения с использованием принципа максимума Понтрягина. Получено решение задачи синтеза оптимального управления в аналитическом виде. Для предварительного расчета параметров, характеризующих движение РКН и положение следа струи на стартовой плоскости с использованием полученных алгоритмов оптимального управления, решена упрощенная модельная задача управления в плоскости увода РКН.

1. А.Ш. Альтшулер, В.Д. Володин, «Управление движением ракеты космического назначения на начальном участке полета с учетом требований по снижению газодинамического воздействия струй двигателей на сооружения стартового комплекса» // Авиакосмическая техника и технология, 2007, №2, с. 3-8.

2. В.Н. Афанасьев, «Теория оптимального управления непрерывными динамическими системами», -М: Издательство физического факультета МГУ, 2011, с. 98-102.

About the problem of optimal control of space rocket movement in the initial flight path

Altschuler A.Sh., Trifonov M.V.
MAI, Moscow

In the initial flight path of the space rocket, up to 200-300 meters altitude, one of the tasks of the control system is to shift the gas-dynamic jets of space rocket propulsion system away from the launching facility. Such controlled shifting is carried out both in order to increase the lifetime of launching facility elements and also to safe the launching facility in case of any space rocket emergency situations.

The vector of the system's output parameters consists of the following parameters of the space rocket movement: the horizontal speed, the coordinate of the jet trail in the launching plane, the angular velocity and the program pitch angle increment. It should be noted that one of the system's output parameters is the position of the rocket jet trail in the launching plane l_p , that depends from the space rocket state variables (the coordinates and velocity of center of mass, angles and angle velocity), as well as from the control variable – engine nozzle angle δ [1]. With this specific aspect the problem of optimal control of jet trail in the launching plane is not just a classic tracking task for the linear non-stationary system with the terminal and integral optimality criteria [2]. In order to take into account the dependence of the parameter l_p from the angle δ a new term $D(t) * u$ should be added to the system's output equation. Let's call the resulting task of the optimal space rocket control the generalized tracking task. It should be noted that under the tracking task in general we foresee that space rocket control system carries out the given program of the system's output parameter in question.

In this paper the generalized tracking problem using the Pontryagin's maximum principle was studied and solved. The problem of the optimal control synthesis was solved in an analytical form. To make the preliminary calculation of parameters that characterize the space rocket movement and position of jet trail in the launching plane, using the obtained algorithms of the optimal control, a simplified model problem of control in the space rocket's shifting plane has been solved.

1. Altschuler A.Sh., Volodin V.D. «Space rocket movement control in the initial flight path, taking into consideration the requirements to reduce the gas-dynamic impact of engine jets on the launching facilities» // Aerospace engineering and technology, 2007, No.2, p. 3-8.

2. Afanas'ev V.N. «Theory of optimal control of the continuous dynamical systems», - Moscow, Moscow State University press, 2011, p. 98-102.

Космический мусор и орбитальное обслуживание – вызовы космонавтики XXI века

Дублева А.П., Степанов Д.В., Усовик И.В.
МАИ, г. Москва

Техногенное засорение околоземного космического пространства (ОКП) является существенным негативным последствием его практического освоения. Операторы спутниковых систем уже ежегодно проводят маневры уклонения от столкновения с каталогизированным космическим мусором (КМ), на Международной космической станции регулярно регистрируют соударения с некаталогизированным КМ, официально зафиксировано несколько событий выхода из строя космических аппаратов по причине столкновения с КМ. Несмотря на то, что на проблему техногенного засорения ОКП обратили внимание еще в конце XX века, ситуация в ОКП продолжает ухудшаться. Решения проблем, связанных с КМ, активно обсуждается в России и за рубежом. В докладе представлены результаты последних отечественных исследований в области моделирования и ограничения техногенного засорения, показано состояние нормативно-технической и правовой базы в данной области.

Одним из вызовов космонавтики XXI века является орбитальное обслуживание. В докладе представлен анализ и прогноз развития орбитального обслуживания, а также предложения по созданию КА орбитального обслуживания для увода КМ из защищаемой области геостационарной орбиты.

Space debris and orbital service – the challenges of cosmonautics of the XXI century

Dubleva A.P., Stepanov D.V., Usovik I.V.
MAI, Moscow

Technogenic pollution of near Earth space is a significant negative consequence of its practical development. Operators of satellite systems have annually conduct maneuvers from a collision with a cataloged space debris (SD), on the International Space Station regularly register collisions with the uncataloged SD, officially recorded a few events of failure of the spacecrafts because of a collision with SD. Despite the fact that the problem of the SD noticed at the end of the XX century, the situation in near Earth space continues to deteriorate. A solution to problems relating to the SD is

actively discussed in Russia and abroad. The report presents the results of recent domestic studies in the field of modeling and limiting the space debris, shows the status of normative-technical and legal base in this area.

One of the challenges of cosmonautics of the XXI century is an orbital service. The report provides analysis and forecast of development of the orbital service, as well as proposals for the creation spacecraft of orbital service for the withdrawal of SD from the protected region of the geostationary orbit.

Малоразмерный планетоход «Луноход-м» для исследования луны

Никильшин О.Д., Тирский И.И., Феофанов А.С.

МАИ, г. Москва

В 2021-м году Российская Федерация сможет начать исследование приполярных областей Луны. К Луне будет запущена миссия «Луна-27» («Луна-Ресурс-1 ПА»).

Целью экспедиции является доставка на поверхность Луны посадочного аппарата (ПА) и проведение контактных научных исследований в приполярной области Луны. В целях расширения научных задач «Луна-Ресурс-1» рассматривается проект лунохода массой до 15 кг, который планируется разместить в ПА.

Район посадки «Луна-Ресурс-1» с «Луноходом-М» – южный полюс Луны, срок активного существования «Лунохода-М» – 14 земных или 0,5 лунных суток (или 1 лунный световой день). Масса научной аппаратуры (НА) МКА составит 3 кг. В работе рассмотрены задачи: формирование проектного облика малогабаритного КА класса «Луноход» для использования в рамках космической программы «Луна-Ресурс-1», разработка конструктивных элементов самоходного шасси, определение циклограммы энергообеспечения за счет солнечных (СБ) и аккумуляторных батарей (АБ).

Для решения проблемы энергообеспечения МКА предложена схема СБ, находящихся на прямоугольном корпусе МКА совместно с АБ малой ёмкости. К преимуществам такой конструкции относятся: высокая вероятность безотказной работы, высокая манёвренность МКА и независимость положения относительно Солнца. К недостаткам же следует отнести большие габариты МКА и повышенные требования к системе обеспечения теплового режима (СОТР). При такой конструкции потребная мощность СБ составит до 55 Вт, чего достаточно для функционирования всех систем.

Малые габариты и масса МКА обеспечивают эффективное масштабирование модульной универсальной платформы при минимальных финансовых затратах.

“Lunokhod-m” — small rover for the moon exploration

Nikulshin O.D., Tirskii I.I., Feofanov A.S.

MAI, Moscow

At soon Russia will begin to explore the Moon. Probably about 2021 Mission “Luna-27” will be sent to the Moon.

The purpose of this expedition is delivering of landing platform (LP) to the Lunar surface and providing contact researching of Lunar polar regions. For extending

“Luna-27” (“Luna-Resource-1”) scientific tasks we plan to send the lunar rover that will 15kg mass rover and it will be placed inside this landing platform.

The landing region of this LP will be the Lunar South Pole, active state period of Lunar rover “Lunokhod-M” will be 14 day or 0.5 lunar day (or 1 lunar light period) [2]. Scientific payload will 3kg, it consists of high resolution camera, TV-microscope with backlight, gravity meter-accelerometer, digital magnetometer.

Lunar rover will extend the “Luna-Resource-1” scientific tasks, increasing the general reliability of a mission, photography of the landing region, monitoring of a state and external survey of the landing platform after lunar landing, carrying out in the course of flight tests of working off of universal elements of a design and the lunar rover equipment for performance of future Moon missions.

This paper is considered tasks like designing of small-size spacecraft for using in the “Luna-Resource-1” program, developing of structural elements of the self-propelled chassis, determination of the cyclogram of power supply at the expense of solar panels (SP) and the rechargeable batteries (RB). As the disciplining conditions are mass restrictions those including restriction on summary mass – no more than 15 kg were considered.

To solve the problems of energy supply ICA we proposed SB scheme that is located on a rectangular case together with ICA AB small capacity. The advantages of this design include: high probability of failure-free operation, high maneuverability μ and independence of the position relative to the Sun. The disadvantages also should include large dimensions of the ICA and increased demands on temperature control system. With this design, the required SB array power up to 55 W, which is sufficient for the functioning of all systems.

Small dimensions and mass small-size spacecraft provide effective scaling of the modular universal platform with minimal financial costs.

Натурное и математическое моделирование динамики углового движения космических аппаратов с магнитной системой ориентации

Егоров Ю.Г., Кульков В.М., Терентьев В.В., Фирсюк С.О.

МАИ, г. Москва

Магнитные системы управления ориентацией малых космических аппаратов (МКА), создающие внешний управляющий механический момент, кроме управления ориентацией, применяются для снятия начального вращения при отделении от носителя, первичной ориентации и переориентации в пространстве (сеансы наблюдения, связи, коррекция орбиты), для демпфирования колебаний, устранения режимов «насыщения» при роторной ориентации. Подобные технические решения набирают популярность для стремительно растущего количества космических аппаратов (КА), создаваемых при участии студентов и сотрудников университетов.

Моделирование режимов управления КА необходимо рассматривать отдельно как стендовое наземное моделирование и моделирование движения аппарата на орбите. Для подобных исследований необходимо применение специальной математической модели, которая обеспечит переход между условиями экспериментальной наземной системы и условиями орбитального полёта, а так же обеспечит математическое подобие расчётных значений модели.

В МАИ был спроектирован и изготовлен стенд, на котором установлен через подвес обезвешенный корпусной макет малого космического аппарата с магнитным исполнительным органом. На стенде возможно обрабатывать различные режимы управления КА в варианте одноосного движения. Имеется возможность задавать вращение аппарата по оси подвеса, формировать магнитный момент токовой катушки, определять методом бесконтактного оптического измерения углы и угловую скорость макета КА. Зная магнитное поле Земли в месте проведения стендового эксперимента и параметры магнитной катушки, используя результаты испытаний, проводится верификация математической модели одноосного движения КА.

Последующее моделирование динамики пространственного углового движения КА с магнитной системой ориентации на орбите проводится с использованием предложенных критериев подобия и масштабных коэффициентов моделирования. Так же предложенные критерии, коэффициенты и методы моделирования могут использоваться в случае необходимости геометрического масштабирования космических аппаратов в условиях стендовой обработки макетов, имеющих массогабаритные параметры, отличающиеся от натурального КА.

Работа выполнена при финансовой поддержке государства в лице Минобрнауки России в рамках проекта RFMEFI57414X0103.

Natural and mathematical modeling dynamic of angular motion of the spacecraft with magnetic orientation system

Egorov Yu.G., Kulkov V.M., Terentyev V.V., Firsyuk S.O.
MAI, Moscow

Small spacecraft (SSC) magnetic control systems, which create an external mechanical control moment except for attitude control are used to remove the initial rotation during separation from the vehicle, the primary orientation and re-orientation in space (sessions of observation, communication, orbit correction), for vibrations damping and for elimination of “saturation” mode during rotary orientation. Such technical solutions are gaining popularity for the rapidly growing number of satellites created with the participation of university students and staff.

Research on simulation of SSC magnetic attitude control systems focused on experimental verification of the theoretical results on full-scale mockups and dynamically similar models. Simulation of spacecraft control modes should be considered separately such as bench ground modeling and simulation of spacecraft motion in orbit. For such research requires to use a special mathematical model which will ensure the transition between the terms of experimental ground system and conditions of orbital flight, as well as provide mathematical similarity calculated values of model.

MAI designed and manufactured a stand, on which the weightlessness cabinet model of small spacecraft with a magnetic executive body is installed through the suspension. There is a possibility to set the spacecraft rotation along the suspension axis, form a magnetic moment of the current coil and determine the angles and angular velocity of the SC model by methods of non-contact optical measurement. Knowing

the Earth's magnetic field in the area of experiment and the magnetic coil parameters the verification of the mathematical model of uniaxial movement is carried out. The various spacecraft control modes in an uniaxial movement can be implemented.

The subsequent dynamics modeling of the spatial angular motion of the spacecraft with the magnetic orientation system is carried out using the proposed criteria of similarity and scale modeling coefficients. Also, proposed criteria, factors and modeling techniques may be used for stand optimization of SC models in the case of geometric scaling of spacecraft with weight and size parameters differ from the full-scale spacecraft.

This research was financially supported by the state in the person of the Ministry of Education and Science of the Russian Federation in the framework of the project RFMEFI57414X0103.

Анализ влияния недостатка двигательной активности на параметры кровеносной системы человека

Хромова И.В.

НГТУ, г. Новосибирск

Актуальной задачей в области безопасности космических полетов является разработка средств защиты, направленных на компенсацию гиподинамии в условиях длительной невесомости. В настоящее время существенно расширились границы физического состояния космонавтов, допускаемых к полетам в космос. Наряду с широкими возрастными рамками, можно выделить три характерные группы по типу двигательной активности: специалисты-операторы, бортинженеры, тренированные космонавты (военные летчики). Низкая двигательная активность ухудшает состояние не только мышечной системы в виде атрофических изменений двигательного аппарата, но и сердечно-сосудистой, а также многих других систем организма.

Целью настоящей работы является исследование влияния типа двигательной активности человека, вида и величины физической нагрузки на различные группы мышц при разработке средств борьбы с гиподинамией и избыточного веса в условиях невесомости и на Земле. Особое внимание уделено оценке степени эффективности средств компенсации отдельно для мужского и женского организма.

Исследование посвящено описанию механизмов негативного воздействия гиподинамии и избыточного веса на организм человека. Выявлены особенности работы кровеносной системы при недостаточной физической активности, а так же в результате тяжелой формы гиподинамии. Описаны используемые способы компенсации и физиологические факторы, которые учитываются при разработке средств защиты.

В работе выполнен комплекс модельных исследований воздействия гиподинамии различной степени тяжести и избыточного веса двух типов (мышечная масса и жировая ткань) на работу кровеносной системы человека. Проведен сравнительный анализ влияния гиподинамии на Земле и в невесомости для мужского и женского организма. Произведена оценка влияния различных типов двигательной активности, видов и интенсивности физической нагрузки на различные группы мышц для компенсации негативного воздействия. Отдельное исследование посвящено влиянию избытка и недостатка

мышечной массы и жировой ткани на работу кровеносной системы при нормальной и недостаточной физической активности человека.

Полученные результаты могут быть полезны для расширения рамок экспериментов при разработке индивидуальных систем жизнеобеспечения и программ реабилитации.

Работа выполнена при поддержке гранта РФФИ № 16-38-00257.

The impact of lack of physical activity on humans circulatory system parameters analysis

Khromova I.V.
NSTU, Novosibirsk

An important task of space flights safety is the means of protections development, which are aimed for loss of g-load compensation in conditions of prolonged weightlessness. Currently, the boundaries of the physical condition of the astronauts allowed to fly into space, greatly expanded. Along with a broad age range, there are three specific groups according to the type of physical activity: operators experts, flight engineers, trained astronauts (military pilots). Low physical activity worsens the condition of not only the muscular system in the form of atrophic changes of musculoskeletal system, but also the cardiovascular, as well as many other body systems.

The aim of this work is to study the impact of human activity type, kind and amount of physical load on different muscle groups, in development of means to resist loss of g-load and excess weight in conditions of weightlessness and on the Earth. Particular attention is paid to assessing the effectiveness of the compensation separately for male and female body.

Research is devoted to the description of the mechanisms of physical inactivity and excess weight negative impact on the human body. The features of the circulatory system work with insufficient physical activity, and as a result of severe loss of g-load were revealed. Used compensation methods and physiological factors that are taken into account in the development of protective equipment described there.

Complex of modeling studies of the impact of various severity of loss of g-load and two types of excess weight (muscle mass and adipose tissue) on work of human circulatory system done in this work. A comparative analysis of the impact of loss of g-load on Earth and in weightlessness condition for male and female body was made. An assessment of the impact of different types of physical activity, types and intensity of physical activity on different muscle groups to compensate for the negative impact was made. A separate study devoted to the influence of excess and lack of muscle mass and adipose tissue on circulatory system during normal and insufficient physical activity.

The results might be useful to expand the boundaries of experiments in the development of individual life-support systems, and rehabilitation programs.

This work was supported by RFBR grant № 16-38-00257.

Оптимальное управление маневром наведения лунного аппарата на выбранную точку мягкой посадки для уклонения от препятствия

Хуан Ичун, Бобронников В.Т.
МАИ, г. Москва

Работа посвящена проблеме оптимального управления маневром лунного аппарата для посадки на выбранную точку и уклонения от препятствия после этапа основного торможения при мягкой посадке на поверхность Луны с использованием схемы «с зависаниями».

Целью данной работы является описание методики приближенного решения задачи управления вектором тяги ДУ на этапах управляемого спуска ЛА при выполнении заданных граничных условий. В качестве минимизируемого критерия оптимальности рассматривается суммарное количество топлива, необходимого для реализации этапа.

Для достижения указанной цели в работе формируется модель движения ЛА, формулируется задача оптимального управления, вводятся упрощающие предположения, разрабатывается методика решения краевой задачи совместно с задачей оптимизации, разрабатывается вычислительный алгоритм и программа решения, приводятся результаты решения задачи в численном примере.

Основными отличиями постановки и решения задачи, полученного в данной работе, от постановок и решений, полученных в традиционных работах, являются то, что в момент начала и окончания ЭУС обеспечиваются вертикальная ориентация ЛА, нулевая скорость и заданные координаты ЛА в моменты начала и окончания этапа.

Основным результатом работы является методика выбора программ управления углом тангажа и дросселирования тяги двигателя на этапе поступательного спуска между зависаниями, обеспечивающих обнуление скорости и вертикальную ориентацию аппарата в начале и в конце этапа.

Optimal control for lunar vehicle flight to the selected soft landing point for avoidance obstacles

Huang Yichong, Bobromnikov V.T.
MAI, Moscow

This work deals with the problem of lunar lander optimal flight control for soft landing on Moon surface with the “hovering” scheme after the main deceleration step, and avoid from obstacles. The method of thrust vector control program for landing phases between hoverings, providing zero velocity and vertical orientation at the beginning and the end of step is given.

The aim of the work is to provide a method of approximate solution of traction control problem on the step of controlled landing, satisfying all given boundary conditions. Essentially the optimality criterion is considered as the amount of needed fuel for controlled landing, which should be minimized.

To achieve this goal a flight movement model of lunar lander was set up, an optimal control problem was formulated, simplifying assumptions were introduced, the methods for solving the boundary value problem in conjunction with optimization, using computational algorithm and program solutions, were formed. The results of a numerical computation example are given.

The formulation and solution of the problem, resulting in this work, is different from formulation and solution, obtained in traditional papers. It is the difference, which at the beginning and the end of controlled landing ensures vertical orientation, zero speed and coordinate of lunar lander.

The main result is a method to select the angle pitch and engine thrust control program for lunar lander between hoverings, providing zero velocity and vertical orientation for the lunar lander at the beginning and the end of this controlled soft landing step.

Опыт программно-алгоритмического обеспечения маршрутизации полета беспилотного летательного аппарата

Моисеев Д.В.¹, Чинь В.М.¹, Моисеева С.Г.¹, Фам С.К.²

¹МАИ, г. Москва; ²ГТУ им. Ле Куй Дона, г. Ханой

В [1] авторами была предложена методика математической формализации задачи маршрутизации полета беспилотного летательного аппарата (БПЛА) как задачи о многомерном рюкзаке. При высокой размерности получение точного решения задач такого типа является проблематичным. Так, например, при использовании программы `binprog` пакета MATLAB для решения задачи маршрутизации полета с 15 – 16 поворотными точками наблюдался резкий рост потребного для расчетов времени. Это обстоятельство фактически определяло предельные возможности соответствующего программно-алгоритмического обеспечения. На следующем этапе авторы применили подход, предложенный в [2]. Согласно ему, задача маршрутизации решается без учета ограничений, исключающих появление в решении поддиклов. Полученное решение каждый раз проверяется и в случае появления в нем поддиклов повторяется после введения дополнительного ограничения, запрещающего не менее одного поддикла из появившихся. Хотя процедура фактически предполагает многократное решение задачи о рюкзаке, в конечном итоге ее эффективность в вычислительном плане оказывается выше. При использовании той же программы `binprog` резкий рост времени счета наблюдался для задач маршрутизации с 75 – 80 поворотными точками. Следующим этапом было совместное применение процедуры «последовательного запрета поддиклов» и пакета CPLEX. Этот вариант оказался самым производительным. Он позволил устойчиво решать задачи маршрутизации для 120 – 140 точек.

Литература.

1. Моисеев Д.В., Чинь В.М. Маршрутизация полета легкого беспилотного летательного аппарата в поле постоянного ветра с учетом ограничения на продолжительность полета // Мехатроника, Автоматизация, Управление. 2016. т. 17. № 3. с. 206 – 210.

2. Козлов М.В., Костюк Ф.В., Сорокин С.В., Тюленев А.В., Решение задачи коммивояжера методом целочисленного линейного программирования с последовательным исключением поддиклов: описание и алгоритмическая реализация. *Advanced Science*. 2012. №2. с. 124-141.

The experience of software and algorithmic unmanned aerial vehicle's flight routing support

Moiseev D.V.¹, Trinh V.M.¹, Moiseeva S.G.¹, Pham X.Q.²

¹MAI, Moscow, ²Le Quy Don University, Hanoi

In [1] the authors have been proposed method of mathematical formalization of the flight routing problem of unmanned aerial vehicle (UAV) as multiple knapsack problem. In high dimension to obtain an exact solution of this problem is problematic. For example, when using functions `bintprog` of Matlab for solving routing problem with 15-16 turning points, experienced a sharp increase in the required time for the calculation. This fact actually determines the limiting capabilities of the software and algorithmic support. In the next step the authors use the approach proposed in [2]. According to it, the routing problem can be solved without taking into account the constraints of cumulative subtour in the decision. The resulting solution is tested each time and if in the resulting solution has the subtour then process repeated after the inputting of additional constraint, prohibiting at least one subtour of the emerging. Although the procedure actually involves multiple decision knapsack problem, ultimately its effectiveness in computing plans is higher. Using the same function `bintprog` sharp increase in computation time was observed for routing problems with 75 - 80 turning points. The next step is procedure "cumulative subtour elimination" and CPLEX package. This variant was the most productive. It allowed steadily solve the routing problem for the 120 - 140 points.

Bibliography:

1. Moiseev D.V., Trinh V.M., Routing of a light unmanned aerial vehicle in a constant wind field with account of constraint on the flight duration, *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2016, vol. 17, no. 3, pp. 206 - 210.

2. Kozlov M.V., Kostyuk F.V., Sorokin S.V., Tyulenev A.V., Solving travelling salesman problem by integer linear programming with cumulative subtour elimination: description and implementation. *Advanced Science*. 2012. №2. pp. 124-141.

Раскрытие элементов устройств космических аппаратов при помощи гибкой ленточной штанги

Чубенко Е.В., Трифанов И.В.
ИСС, г. Железногорск

В настоящее время ряд ведущих мировых космических держав проводят исследования и проектные разработки для создания миссий к планетам солнечной системы. В качестве приоритетных путей решения поставленной задачи, является использование новых физических принципов движения в космическом пространстве. Одним из таких принципов является создание космических аппаратов с солнечным парусом – двигательной установки малой тяги. Кроме отработки технологии изготовления и укладки в минимальный объем полотна солнечного паруса, снижения массы конструкции, и многих других задач, не менее актуальной проблемой является определение эффективного способа раскрытия полотна солнечного паруса. К одному из таких способов следует отнести предлагаемый вариант раскрытия полотна солнечного паруса гибкими элементами. В его основе лежит создание движения только за счет запасенных собственных упругих сил гибкого элемента. К главным преимуществам данного способа следует отнести: 1. высокий коэффициент развертывания – отношение размеров конструкции в развернутом и сложенном положениях; 2. низкие удельно – массовые показатели (определяются выбором упругого композиционного материала: стеклопластик, органопластик,

углепластик); 3. простая кинематическая схема, ввиду отсутствия многозвенных элементов, и как следствие более высокая надежность механизма раскрытия в целом.

Учитывая приведенные выше преимущества, одной из важных задач является выбор наиболее полно отвечающего поставленным задачам конструкторского решения для гибкого исполнительного элемента как средства раскрытия.

Наиболее подходящим для решения подобных задач на сегодняшний день, являются применение в качестве гибкого элемента ленточных штанг с незамкнутым профилем. В качестве альтернативного варианта исполнения гибкой ленточной штанги, для повышения жесткостных характеристик на изгиб и кручение, может быть выбран вариант замкнутого профиля «чечевиной» формы.

Способ раскрытия полотна солнечного паруса за счет упругих сил ленточной штанги заключается в следующем: ленточная штанга в плоском состоянии наматывается на барабан силовой конструкции; один конец штанги крепится к барабану; интерфейс между полотном и штангой выполнен в виде заделок, обеспечивающих их жесткое сцепление. В процессе раскрытия под действием запасенных в ленточной штанге упругих сил происходит ее сматывание с барабана – переход из плоского состояния в сформированное сечение; сматывание организовано в виде вращения штанги вокруг барабана, и как следствие равномерного развертывания полотна.

Deployment of spacecraft elements by applying flexible ribbon boom

Chubenko E.V., Trifanov I.V.

JSC ISS, Zheleznogorsk

Currently, a number of the world's leading space powers are conducting research and development project to create missions to the planets of the solar system. The priority ways of solving this problem is the use of new physical principles of movement in space. One of these principles is to provide a spacecraft with a solar sail - the propulsion system of the small thrust. In addition to working off manufacturing and stacking technology in a minimum amount of solar sail cloth, reducing structural weight and many other problems, not least the actual problem is the definition of an effective method of disclosure of a solar sail cloth. One of such methods is proposed variant of opening disclosure of a solar sail cloth by flexible elements. It is based on the creation of the movement only at the expense of their own stocked elastic force of the flexible element. The main advantages of this method include: 1. high deployment rate - the ratio of the size of the structure in the deployed and retracted positions; 2. the low specific - mass indices (determined by the choice of the elastic composite materials: fiberglass, organic plastics, carbon fiber); 3. simple kinematic scheme, due to the lack of multi-elements, and as a consequence of higher reliability of the opening mechanism.

Considering the advantages, one of the important tasks is to choose the most suitable for the stated objectives of the design solutions for the flexible actuator as an opening means.

The most suitable for such tasks nowadays are used as a flexible element rod tape to open-ended profile. In an alternative embodiment of the flexible strip rods to

increase rigidity characteristics in bending and torsion, closed profile option “lentil” form can be selected.

A method of solar sail cloth opening due to the elastic forces of the tape of the bar is as follows: rod tape is wound in a flat state on the primary structure of the drum; one end of the rod is attached to the drum; interface between the blade and the rod is in the embedding form providing their rigid coupling. In the process of opening the action stored in the ribbon bar elastic forces it happens winding drum - the transition from a flat state to the formed section; winding is arranged in a rod rotation around the drum, and consequently uniform deployment of the web.

Исследование внешнего теплообмена наноспутника

Шаймарданов А.М.

МАИ, г. Москва

Постоянное совершенствование электроники, необходимость в освоении околоземного пространства, оттачивание навыков конструирования космических аппаратов – всё это стало предпосылками для появления наноспутников, космических аппаратов небольших размеров менее 10 кг. Будучи изначально созданным, для предоставления возможности студентам развивать свои навыки в конструировании, тестировании и обслуживании космических аппаратов, наноспутники переросли в нечто большее. В рамках данного формата, были созданы спутники не только в университетах, но и в таких крупных организациях как Boeing и NASA. Некоторые аппараты стали первыми запущенными спутниками в своих государствах. В связи с достаточно низкой стоимостью запуска, строить данные спутники могут и мелкие частные компании, и любительские объединения, а отсюда исходит возможность использования новых решений. Например, электрический парус был впервые использован на наноспутнике. В последнее время, активно изучается возможность использования данных аппаратов в межпланетных исследованиях.

Целью данной работы является исследование влияния внешнего теплообмена космического аппарата при движении его по заданным орбитам с учетом различных радиационно-оптических характеристик внешней поверхности КА. В ходе работы, проведен анализ условий летной эксплуатации КА, в т.ч. проанализированы факторы космического пространства, действующие на аппарат, составлен алгоритм расчета внешнего теплообмена с учетом функционирования аппаратуры КА. Результаты, полученные в работе, имеют практический интерес и могут быть в дальнейшем использованы при экспериментальной отработке в качестве входных параметров для воспроизведения расчетных внешних тепловых нагрузок с помощью упрощенных имитаторов на облучаемую поверхность КА при тепловакуумных испытаниях.

The study of external heat transfer of a nanosatellite

Shaymardanov A.M.

MAI, Moscow

Continuous improvement of electronics, the need for the development of near-earth space, improving skills in design of space vehicles – all this has become prerequisites

for the creation of nanosatellites, spacecraft, small size and weighing less than 10 kg. Being originally created to allow students to develop their skills in designing, testing, and maintenance of spacecraft, nanosatellites developed into something bigger. Under this format, the satellites created not only in universities but also in such large organizations like Boeing and NASA. Some spacecraft were the first satellites launched in their States. Due to the low startup cost, to build these satellites can small private companies and Amateur associations and from this comes the possibility of new solutions. For example, the electric sail was first used on the nanosatellite. Recently, actively studied the possibility of using these devices in interplanetary research.

The aim of this work is to study the influence of external heat exchange of the spacecraft as it moves along the orbit taking into account the different radiation-optical characteristics of the outer surface of the spacecraft. During the work, I have made the analysis of the operating conditions of spacecraft, including analysis of space factors acting on the spacecraft. The results obtained in this work can be further used for experimental development as input parameters for the calculation of the external heat exchange by means of simplified simulators on the irradiated surface of the spacecraft during thermal vacuum tests.

Повышение точности алгоритма работы системы управления космического аппарата

Козорез Д.А., Терентьев В.В., Шемяков А.О.
МАИ, Москва

Задача повышения точности управления космическими аппаратами (КА) является актуальной. В работе предложено техническое решение, обеспечивающее автономную высокоточную навигацию и управление движением КА на геостационарной орбите. Приведена математическая модель движения КА и алгоритм работы системы управления. Предложена циклограмма работы интегрированной системы управления КА с учетом ошибок в части оценок угловой ориентации.

Математическая модель составлена, исходя из требований к точности моделирования траектории движения КА, выбраны наиболее подходящие системы координат и шкала отсчета времени.

Алгоритм управления угловой ориентацией с учетом потребных значений углов связанных осей КА относительно орбитальных осей включает в себя вычисление управляющих воздействий - моментов для приложения двигателями к маховикам, либо в узлах рамок карданного подвеса трехстепенного гироскопического стабилизатора.

Предложено техническое решение, основанное на математической модели движения КА и алгоритме управления интегрированной системы ориентации и стабилизации (СОС), оснащенной звездным прибором и датчиками измерения угловых скоростей. Высокая точность работы СОС обеспечивается как за счет использования высокоточных приборов, датчиков и исполнительных органов, так и за счет блока интеграции данных, учитывающего широкий спектр ошибок измерений и возмущений навигационных датчиков.

Работа выполнена в рамках гранта Президента РФ по государственной поддержке молодых российских ученых-кандидатов наук (МК-7938.2015.8).

Improving the accuracy of the algorithm of the spacecraft control system

Kozorez D.A., Terentyev V.V., Shemyakov A.O.
Moscow, MAI

The task of increasing the accuracy of spacecraft control is relevant. In this work suggested technical solution, providing autonomous navigation and high-precision motion control of spacecraft on geostationary orbit. A mathematical model of the spacecraft and the algorithm of the control system provided. Proposed an operation sequence diagram of an integrated control system of spacecraft taking into account previous errors in parts of the angular orientation estimates.

The mathematical model based on the requirements for the accuracy of the simulation trajectory of spacecraft, the most appropriate system and scale countdown coordinates chosen.

Control algorithm angular orientation taking into account needs of the values of the angles associated spacecraft axes relative of the orbital axis includes the calculation of the control action – moments for the engines of the annex to the flywheel or nodes gimbal frames threefold gyroscopic stabilizer.

Proposed technical solution based on mathematical model of the motion of spacecraft control algorithm and an integrated system of orientation and stabilization (SOS), equipped with stellar unit and the sensors measure the angular velocity. High precision work of SOS provided both through the use by high-precision instruments, sensors and executive bodies and through the block of data integration taking into account a wide range of measurement errors and disturbances of navigation sensors.

The work performed as a part of the Russian Federation President's grant for state support of young Russian scientists, Candidates of Science (МК-7938.2015.8).

3. Новые материалы и производственные технологии

3. New Materials and Production Technologies

Реализация концепции «цифрового производства» при изготовлении авиационных трубопроводов

Аврамец Д.Р.

Авиастар-СП, г. Ульяновск; Нью Лайн Инжиниринг, г. Москва

Выполнено экспериментальное исследование возможности сборки авиационного трубопровода по цифровой модели (ЦМ) с использованием методов фотограмметрии и универсальной сборочной оснастки (УСП).

Для оценки возможности сборки трубопровода по ЦМ использовали модели трубопроводов систем подкилевого отсека самолета МС-21, топливных систем самолета ИЛ-76МД-90А.

Подготовку технологических ЦМ трубопроводов проводили по двум вариантам. По первому варианту разделяли целостную ЦМ трубопровода на несколько более простых моделей с учетом припусков под обрезку и сварку, соответствующих входящим в сборку деталям. Припуск под сварку (0,2-0,5мм) определяли экспериментально для каждой группы трубопроводов со сходными геометрическими параметрами. Контролировали соответствие каждой сборочной детали ее технологической ЦМ. Весь трубопровод собирали с помощью специальных сборочных хомутов в измерительной камере системы Aicon TubeInspect. При этом вручную позиционировали сборочные детали относительно друг друга и фотограмметрическим способом осуществляли сравнение фактического взаимного расположения деталей с заданным в ЦМ сборки. По достижению минимума отклонений расположения узловых точек трубопровода хомуты затягивали и осуществляли прихватку частей трубопровода. Т.о., получали из ЦМ эталон трубопровода, по которому возможна настройка УСП для его серийного изготовления.

По второму варианту из ЦМ всего трубопровода извлекались координаты узловых точек (мест присоединений и элементов крепления). Затем по данным координатам настраивалась система стоек УСП, имеющая в своем составе стойки со специальными метками, образующими локальную систему координат стойки и обуславливающими местоположение конкретной узловой точки трубопровода. Все стойки устанавливались на общую базу с опорными метками для привязки локальных систем координат к абсолютной системе базы. Мониторинг положений меток осуществляли также фотограмметрическим методом с помощью системы из нескольких камер, осуществляющих захват изображений кодированных меток непрерывно с определенной частотой и под переменным углом по отношению к базе. С помощью соответствующего программного обеспечения осуществлялось сравнение фактического пространственного положения стойки с заданным из ЦМ трубопровода. По достижению минимума отклонений расположения узловых точек трубопровода стойки УСП считались настроенными.

Анализ отклонений изготовленных трубопроводов показал сходные результаты (0,2-0,3 мм/м). Настройка непосредственно стоек УСЦ по второму варианту позволяет отказаться от промежуточного эталона.

Implementation of the Conception of “Digital Production” at Aviation Pipelines Manufacturing

Avramets D.R.

Aviastar-SP, Ulyanovsk; NewLine Engineering, Moscow

Experimental investigation of possibility of aviation pipeline assembling by numerical model (NM) using the photogrammetric methods and universal assembling equipment (UAE) was completed.

For the estimation of pipeline assembling by NM was used pipeline models of MC-21 jet under-fin cell systems and pipeline models of the Il-76MD-90A aircraft fuel systems.

Two way pipelines technological NM preparing was made.

In first way whole pipeline NM was spited to few simplified models accounting allowance for cutting and welding. Every model was conducted with low-level assembled part. The allowance for welding (0,2-0,5 mm) was empirically definite for every pipelines group with the same geometrical parameters. The correspondence of every assembled part with its own technological NM was verified. Whole pipeline was assembled with help of special assembling arms in measuring camera of Aicon Tube Inspect system. In this case the relative positioning of assembled parts was made manually with photogrammetric comparison between real parts positions and as in assembly NM. When the deviation minimum of placement of node points of pipeline was occurred the arms are closed and the pipeline parts tacked. In this way was produced the pipeline as etalon from NM. Setting up the UAE for serial production was possible from this etalon.

In second way the cords of nodes (docking places and arrangement places) extracted from the NM of whole pipeline. After that, using extracted cords the UAE column system was adjustment having in structure the columns with special marks established local column cords system and stipulates arrangement of the concrete node of pipeline. All columns were installed on common base equipped with referent marks for assign local cords system to absolute system of base. With help of correspondence software the comparison between the real spatial column arrangements and NM column arrangements was made. When the deviation minimum of placement of node points of pipeline was occurred the UAE columns considered as tailored.

Deviations analysis of produced pipelines demonstrated similar results (0,2-0,3 mm/m). Direct setup of UAE columns by the second way permit to abandon the intermediate etalon.

Экспериментальное исследование процесса накопления повреждений в жаропрочном сплаве при термоциклическом нагружении

Авруцкий В.В., Зинин А.В., Бычков Н.Г., Смирнова Л.Л.

ЦИАМ, МАИ, г. Москва

Сочетание нестационарных тепловых и силовых полей с воздействием вибрационных нагрузок является особенностью работы конструктивных

элементов газотурбинных двигателей (ГТД). Обычно на рабочих режимах уровень вибрационных нагрузок невелик, однако при взаимодействии с малоцикловыми и статическими нагрузками возможны необратимые последствия такого наложения внешних факторов. Поэтому целью данной работы стала оценки долговечности жаропрочного сплава для отдельных элементов ГТД, работающих в условиях совместного действия длительных термоциклических и вибрационных нагрузок на основе экспериментального исследования кинетики процесса накопления упругопластических повреждений в сплаве.

Для оценки влияния вибрационных нагрузок на характеристики термоциклической долговечности жаропрочного сплава на никелевой основе ЖС6У на первом этапе работы были получены базовые характеристики термической усталости (без вибрации) исследуемого сплава ЖС6У в рабочем диапазоне температур $100 \rightarrow 1000$ °С при размахе деформаций в цикле 0,5%, 1% и 2% и частоте нагружения 0,1 Гц.

На втором этапе испытания проводилось термоциклическое нагружение с прежними параметрами при включённом возбудителе колебаний на резонансной частоте (515 Гц), что соответствует амплитуде вибрационных напряжений $\sigma_a = 30$ МПа. Диапазон отношений размахов вибрационных и термоциклических напряжений на различных режимах испытаний составлял 0,05 ... 0,085.

Результаты испытаний показывают, что наложение дополнительных высокочастотных нагрузок приводит к существенному снижению термоциклической долговечности сплава ЖС6У. Характер накопления предельных малоцикловых повреждений и тип разрушения во многом определяется соотношением долей усталостного повреждения от термоциклирования и виброн нагружения. Анализ кинетики процесса разрушения ультразвуковым методом показал, что скорость накопления суммарных повреждений от различных типов нагрузок значительно изменяется в зависимости от уровня действующей суммарной нагрузки.

1. Махутов Н.А., Рачук В.С., Гаденин М.М., Рудис М.А., Паничкин Н.Г. Прочность и ресурс ЖРД. – М.: Наука, 2011. — 517с.

2. Степнов М.Н., Агамиров Л.В., Зинин А.В., Котов П.И. Научные школы. Прочность машин и конструкций при переменных нагрузках. — М.: МАТИ, 2001. — 164с.

**Experimental study process damages accumulation
in hot strength alloy at thermocyclic loading**
Avrutsky V.V., Zinin A.V., Bychkov N.G., Smirnova L.L.
CIAM, MAI, Moscow

The combination non-stationary thermal and force fields to influence of vibration loads is feature of work of structural elements of gas turbine engines (LRE). Usually on operating modes the level of vibration loads is small, however at interaction with low-cyclic and static loads irreversible effects of such imposing of external factors are possible. Therefore estimates durability of hot strength alloy for the LRE separate elements working in the conditions of joint action of sustained thermocyclic and vibration loads on the basis of pilot study of kinetics of process of accumulation of elasto-plastic damages to alloy became the purpose of this work.

For impact assessment of vibration loads on characteristics thermocyclic durability of hot strength alloy on a nickel basis at the first stage a job has been got basic characteristics of thermal fatigue (without vibration) the studied alloy with the operating range of temperatures $100 \leftrightarrow 1000^{\circ}\text{C}$ at scope of deformations in the scraper of 0,5%, 1% and 2% and frequency of loading of 0,1 Hz.

At the second stage testing thermocyclic loading with former parameters at the switched-on vibration exciter at a resonance frequency (515 Hz) was carried out that there correspond to amplitude of vibration tension $\sigma_a = 30$ MPas. Range of relations of scope of vibration and thermocyclic tension on the different modes of tests made 0,05 ... 0,085.

Results of tests show that imposing extra high-frequency charges leads to essential decrease in thermocyclic durability of ZhS6U alloy. The nature of accumulation of limit low-cyclic damages and type of destruction in many respects is defined by a ratio of shares of fatigue damage from thermocycling and vibroloading. The analysis kinetics of process of destruction by an ultrasonic method has shown that the speed accumulation of total damages from different types of loadings significantly changes depending on the level of the operating total loading.

1. Makhutov N. A., Rachuk V. S., Gadenin M. M., Rudis M. A., Panichkin N. G. Prochnost and LRE resource. - M.: Science, 2011. - 517 p.
2. Stepnov M. N., Agamirov L. V., Zinin A. V., Kotov P. I. Schools of sciences. Durability of machines and designs at alternating loads. - M.: МАИ, 2001. - 164 p.

Прочность и долговечность лонжерона несущего винта вертолѐта сетчатой конструкции из композиционных материалов

Азиков Н.С., Соколов И.Н., Зинин А.В.
НИАТ, МАИ, г. Москва

Применение композитов в качестве конструкционных материалов для лопастей винтов вертолѐта позволяет существенно увеличить их долговечность и надежность; изготавливать лопасти различной геометрии без применения сложной технологической оснастки, обеспечивать полную повторяемость геометрических размеров и аэродинамического профиля; повысить летно-технические характеристики вертолѐта [1,2]. Дальнейшее совершенствование композитных конструкций несущего винта возможно путем использования в качестве силовых элементов лопастей анизотридной (сетчатой) структуры, состоящих из системы однонаправленных ребер, соединенных между собой и с другими элементами конструкции еще на этапе формирования структуры композитного материала.

Основными достоинствами сетчатых композитных конструкций при реализации в вертолѐтных винтах являются меньшая масса и долговечность в сложных условиях эксплуатации. Существенным преимуществом такого конструктивного решения лопастей несущего винта представляется их повышенная живучесть, т.к. повреждения обшивки анизотридной конструкции не вызывают повреждения основных несущих элементов – ребер. Также усиленные ребрами композитные конструкции допускают локальное повреждение ребер без заметного снижения несущей способности.

Предложен вариант лонжерона несущего винта (НВ) вертолѐта сетчатой конструкции. В качестве прототипа взят НВ высокоскоростного вертолѐта.

Тонкая обшивка обеспечивает аэродинамический контур лопасти и считается несильной. Схема расположения ребер сетки выбрана из условия наиболее эффективной реализации высоких удельных прочностных и жесткостных свойств современных композиционных материалов. Проведенные исследования позволили сформулировать требования к материалу сетчатого лонжерона.

На основе оценки напряженно-деформированного состояния сетчатого лонжерона дана предварительная оценка ресурсных параметров лопасти винта применительно к условиям эксплуатации высокоскоростных вертолетов.

1. Зинин А.В. Оценка долговечности лопасти несущего винта вертолета из гибридного композиционного материала / В кн: Современные проблемы строительной механики и прочности летательных аппаратов. Куйбышев, 1986. С. 312-314.

2. Зайцев Г.П., Папков В.А., Зинин А.В. Прочность, упругость и трещиностойкость органопластика типа СВМ при растяжении. В сб: Куйбышев, 1980. С. 77-81.

Strength and durability to helicopter rotor of composite mesh structure

Azikov N.S., Sokolov I.M., Zinin A.V.

NIAT, MAI, Moscow

Use composites as structural materials to helicopter blades screws can significantly increase their durability and reliability; to manufacture blades of different geometries without the use of complex tooling, to provide a complete repetition of the geometric dimensions and the airfoil; improve the flight performance of the helicopter. Further improvement the composite structures of the rotor is possible through use as load-bearing elements of the blades anizogrides (mesh) structure, consisting a system of unidirectional edges connected with each other and with other elements of the design at the stage of formation the structure composite material.

The main advantages of mesh composite designs when implemented in a helicopter rotor blade is an integrated, less weight and long life in harsh environments. A significant advantage such a constructive solution to the rotor blades appear to them increased vitality, because skin damage anizogrides designs do not cause damage to the main load-bearing elements - ribs. Also reinforced ribs composite structures allow local damage to edges without appreciable reduction of the bearing capacity.

A variant of the spar rotor helicopter grid structure. Taken as a prototype high-speed helicopter. Thin lining provides an aerodynamic contour of the blade and is considered a non-force. The circuit arrangement of the grid edges selected from the condition of the most effective realization high specific strength and stiffness properties of advanced composite materials. The research allowed to formulate the requirements for the material of the mesh member.

Based on the evaluation of the stress-strain state of the mesh spar preliminary assessment of resource rotor blade parameters in relation to the conditions of operation of high-speed helicopter.

Высокотемпературная печная пайка прирабатываемых материалов, образующих надроторное уплотнение

Силуянова М.В., Андросович И.В.

МАИ, г. Москва

С развитием отраслевой науки во ФГУП «ВИАМ» для двигателей 5го поколения были созданы и исследованы прирабатываемые пары современных материалов, подготовлено техническое задание на разработку технологии крепления новых пар прирабатываемых материалов требовали доработки.

В качестве метода крепления износостойкой накладкой на торце пера лопатки и прирабатываемой накладкой на рабочей поверхности надроторной вставки избрали высокотемпературную пайку в вакуумной печи, однако учитывая сложные условия работы прирабатываемой (пары материалов, а также то, что рабочие лопатки и надроторные вставки даже в мелкосерийном производстве относятся к категории массовых деталей. Данный способ не нашёл применения.

Был разработан новый способ крепления деталей лабиринтной пары надроторного уплотнения - для вновь изготавливаемых турбинных лопаток и надроторных вставок ТВД, так и для ремонтируемых рабочих лопаток и надроторных вставок ТВД, имеющих повреждения на торцах пера турбинных лопаток и на рабочих поверхностях надроторных вставок.

Применение серийных припоев для пайки ПВМ не позволило получить качественного паяного соединения ПВМ с подложкой из-за значительной пропитки ПВМ припоем. Использование композиционной пайки с наполнителем позволило решить данную проблему за счет удержания жидкости вблизи подложки твердыми частицами наполнителя. Но наличие бора в припое привело к нарушению целостности защитного покрытия волокон на основе SiC-SiO₂, что привело к выгоранию волокон на границе с припоем.

Решить обе эти проблемы позволила разработка нового припоя на железной основе, имеющего значительную температуру плавления и не имеющий в своем составе бор. Был определен интервал температур пайки, обеспечивающий проникновение припоя в ПВМ на величину не более 300 мкм. А длительные испытания при температуре 1100°C подтвердили работоспособность припоя в контакте с покрытием на основе SiC-SiO₂.

Технологически требуются лазерные установки для фигурной резки тонкой фольги и выполнения в ней мелких отверстий перфорации, а для припайки износостойких и прирабатываемых накладок - вакуумные печи. К настоящему времени подобное технологическое оборудование многие отечественные моторостроительные заводы уже имеют.

При этом возможно не просто восстанавливать турбинные лопатки и надроторные вставки до уровня деталей первой категории, но и провести модернизацию лопаток и надроторных вставок под новые материалы, разработанные для двигателей 5поколения.

Предлагаемая технология крепления накладок, образующих надроторное уплотнение зазоров, пригодна и для малоразмерных двигателей, и для двигателей средних и крупных размеров, вплоть до двигателей создающих тягу 60 тонн и более.

High temperature furnace soldering of run-in materials used for forming super-rotor seal

Siluyanova M. V., Androsovich I. V.
MAI, Moscow

The recent achievements in aviation industry about engines of the 5th generation manufactured by the 'VIAM', Federal State, have made it possible to research and develop the run-in pairs of up-to-date materials, to work out technical requirements for the development of joining processes of these materials. High-temperature soldering in a vacuum furnace was chosen as a method of fixing a wearing pad at the end of the blade to the run-in pad on the working surface of super-rotor insertion.

However, the method described wasn't widely used owing to the impossibility of creating proper working conditions and because of the fact that the rotor blades and super-rotor insertions, even in small scale production, are categorised as parts by weight.

A new method of fixing parts of labyrinth pairs for super-rotor seals has been developed. It can be successfully used for newly producing turbine blades and super-rotor insertions in HPT (high pressure turbine), and for repairing the working blades and super-rotor insertions damaged at the ends of the blades and on the working surfaces of nadrotor insertions.

However, the application of serial solders for soldering PVM (porous fiber material) did not result in obtaining high-quality soldered joining of PVM with the substrate due to large impregnation of PVM with a solder. The problem has been solved by using the composite solder filler which works as a barrier to liquid penetration due to its hard particles, keeping the liquid near the substrate. In addition, the presence of boron resulted in the loss of fiber integrity in protecting coating with SiC-SiO₂, leading to fiber burning at the boundary with the solder. These problems have been solved by developing a new type of a solder based on iron which suggests a higher melting point and the absence of boron.

The temperature range of soldering process has been defined allowing the penetration of solder into the PVM to take place by not more than 300 microns. Long-duration tests at the temperature of 1100°C have shown that the solder has higher working capabilities while in contact with a SiC-SiO₂ based coating.

In terms of technology laser systems for shape cutting of thin foil with further small perforation are required, as vacuum furnaces are necessary for soldering durable and run-in pads. It should be said that nowadays this equipment is already available in most home engine construction plants.

Furthermore, it has become possible to repair turbine blades and super-rotor insertions with high quality as well as to upgrade the blades and super-rotor insertions in order to be used with new materials being developed for engines of the fifth generation.

The proposed technology used for fixing pads in order to form the super-rotor seal can also be applied for small-sized rotors, and engines with medium or large sizes, including engines with thrust of 60 tonnes or more.

Изготовление деталей и узлов авиационных приборов с применением сварки трением с перемешиванием

Люпинский А.В., Баранов А.А.
РПКБ, г. Раменское

Сварка трением с перемешиванием (СТП) применяется для получения сварных соединений из легко деформируемых сплавов (алюминиевых, медных) в качестве альтернативы сварке плавлением [1,2].

Исследована по возможность получения неразъемного соединения деталей из АМг6, Д16 и АК4-1. Для этого используются оборудование на базе модернизированного фрезерного станка и специализированная оснастка.

Инструмент для СТП изготовлен из быстрорежущей стали в виде сплошного цилиндра, на рабочем торце которого выполнены опорный бурт с винтовой канавкой и рабочий стержень в форме усеченного конуса с винтовыми канавками боковой поверхности. Диаметр опорного бурта и геометрия рабочего стержня зависят от толщин и типа свариваемых деталей.

В процессе сварки инструмент отклонен от нормали к свариваемым заготовкам на угол 1° - 5° (АМг6, Д16) и 0° - 2° (АК4-1), скорость вращения 355-710 об/мин (АМг6, Д16) и 355-710 об/мин (АК4-1), скорость подачи инструмента 40-160 мм/мин (АМг6, Д16) и 28-112 мм/мин (АК4-1).

На изготовленных из образцов шлифах отчетливо видна луковичная структура сварного шва. На микрошлифах выявлены зоны: ультрамелкодисперсной структуры в сварном шве, тонкая полоса зоны перемешивания по границе сварного шва и зоны термомеханического воздействия (ЗТМВ).

У образцов из сплава АМг6М наблюдалось упрочнение металла сварного шва по сравнению с основным металлом: рост твердости и σ_b составил 10 - 15%. После термообработки рост твердости и σ_b составил 7-10%. У образцов из сплава Д16АТ наблюдалось разупрочнение металла сварного шва: падение твердости и σ_b составило 7 - 8%. После термообработки значения σ_b и твердости сварных образцов приблизились к значениям основного металла. При сварке сплава Д16АМ значения σ_b и твердости металла сварного шва находились на уровне основного металла.

Образцы из сплавов АМг6 и Д16 подвергались испытаниям на прочность при воздействии вибрационных нагрузок, устойчивости к циклическому изменению температур и морскому туману. Для образцов из сплава АК4-1 проводились испытания проверки герметичности керосиновой пробой.

Применение СТП приводит к сокращению времени производственного цикла, повышению КИМ и качества продукции.

Литература:

1. Люпинский А. В. Современные технологии сварки. Инженерно-физические основы: уч. пособие. М.: ИД «Интеллект», 2013. 240с.
2. Волченко В.Н. Сварка и свариваемые материалы: В 3-х т. Т.1. Свариваемость материалов. Справ. изд./ Под ред. Макарова Э.Л. – М.: Металлургия, 1991, с.528.

Manufacturing of Components and Junctions of Airborne Equipment by Friction Stir Welding

Lyushinsky A.V., Baranov A.A.
RDC, Ramenskoye

Friction stir welding (FSW) is used for obtaining welded joints out of easily deformable alloys (aluminum, copper) as an alternative to fusion welding [1,2].

The capability of obtaining a permanent joint out of АМг6 (1560), Д16 (1160) and АК4-1 (1141) has been studied. Equipment based on upgraded milling machine and special fitting are used for this purpose.

A tool for FSW is made out of high-speed steel in the form of a solid cylinder on the operating face of which there are a supporting clamp and an operating rod in the form of a truncated cone with spiral grooves on a side surface. The diameter of the supporting clamp and the geometry of the operating rod depend on thickness and types of welded components.

During welding the tool is deflected from the normal to welded workpieces at angle 1° - 5° (AMr6 (1560), Д16 (1160)) and 0° - 2° (AK4-1 (1141)), rotation speed 355-710 rpm (AMr6 (1560), Д16 (1160)) and 355-710 rpm (AK4-1 (1141)), speed of tool advance 40-160 mm/min (AMr6 (1560), Д16 (1160)) and 28-112 mm/min (AK4-1 (1141)).

Buildup structure of welded seam is distinctly seen on slices manufactured out of samples. There are zones detected on microslices: an ultra highly dispersed structure in welded seam, a thin band of stir zone on the border of welded seam and a zone of thermomechanical influence (TMIZ).

Hardening of welded seam metal is observed for samples out of alloy AMr6(1560) in comparison with the main metal: hardness growth and σ_b are 10 - 15%. Hardness growth and σ_b are 7-10% after heat treatment. Softening of welded seam metal is observed for samples out of alloy Д16(1160): hardness drop and σ_b are 7 - 8%. After heat treatment values of σ_b and hardness of welded samples approached values of the main metal. When welding alloy Д16(1160), values of σ_b and metal hardness were on the level of the main metal.

Samples out of alloys AMr6(1560) and Д16(1160) were tested of hardness under the influence of vibration loads, resistance to cyclic change of temperatures and sea fog. Samples out of alloy AK4-1(1141) were tested of leakproofness by a kerosene probe.

Use of FSW leads to shortening of manufacturing cycle time, increase of metal recovery and product quality.

References:

1. Lyushinsky A.V. Advanced Welding Technologies. Engineering and Physical Basics: Tutorial. M.: PH "Intellect", 2013. p.240.
2. Volchenko V.N. Welding and Weld Materials: Three volumes. V.1. Weldability. Reference book / Edited by Makarova E.L. – M.: Metallurgy, 1991, p.528.

Использование α - критерия для диагностики усталостных трещин в авиаконструкциях методом акустической эмиссии.

Шпаньявский А.А., Банов М.Д., Беклемищев Н.Н.
МАИ, г. Москва

Развитие усталостных трещин в элементах авиаконструкций происходит по разным причинам и связано с обеспечением безопасности полётов в условиях эксплуатации воздушных судов по принципу безопасного повреждения [1]. Опыт исследования причин разрушения элементов авиаконструкций в эксплуатации показал, что существующие методы и средства неразрушающего контроля не в полной мере могут обеспечить своевременное выявление усталостных трещин разными методами неразрушающего контроля. В первую очередь это обусловлено тем, что трещины могут возникать от дефектов материала, которые расположены в зонах, доступных для контроля только методом Акустической Эмиссии (АЭ), Однако этот метод не нашёл широкого

применения на практике поскольку он требует возбуждения объекта при его контроле.

На самом деле, в течение длительного времени проведение комплекса исследований применительно к образцам и элементам конструкций было показано, что методом АЭ могут быть выявлены не только очаги усталостного разрушения в труднодоступных зонах конструкции, но также трещины выявляют в случае их зарождения под поверхностью [2]. С этой целью предложено использовать, так называемый, α - критерий, который характеризует резкое изменение угла наклона на акустограмме, отражающей последовательное накопление суммарного сигнала АЭ по времени или по количеству циклов нагружения материала или элемента конструкции.

В представленном докладе приведены систематизированные данные по контролю некоторых элементов конструкции самолётов и двигателей гражданской авиации на основе α - критерия. Данные АЭ-контроля гидроцилиндров, компрессорных дисков и лопаток турбин были сопоставлены с данными количественной фрактографии. Показано, что использование α - критерия позволяет с высокой эффективностью своевременно выявлять трещины в зонах, которые недоступны для других современных методов неразрушающего контроля.

Литература

1. Шанявский А.А. Безопасное усталостное разрушение элементов авиаконструкций. Синергетика в инженерных приложениях. Уфа, Монография, 2003, 800с
2. Shanyavskiy A., Banov M. The twisting mechanism of subsurface fatigue cracking in Ti-6Al-2Sn-4Zr-2Mo-0.1Si alloy. Engineering Fracture Mechanics, 77, 2010, pp. 1896-1906.

Acoustic Emission diagnostic of aviation structures fatigue cracking based on α - criterion

Shanyavskiy A.A., Banov M.D., Beklemishev N.N.
MAI, Moscow

Fatigue cracking of aircraft structures takes place because of many causes and exists in accordance with tolerance damage principle that have been introduced in service [1]. Long time of engineering failure analyses of aircraft structures has shown that different non-destructive tests that used in service for aircraft inspections have not enough effectiveness because of different causes.

First of all this situation related to material defects which can be appeared in various area of structures and their location sometimes takes place in the area where Acoustic Emission (AE) is only one for effective using. Nevertheless this method has not intensive using in practice because testing structure realizes with its external cyclic loading.

Wide range of specimens and structures testing during long time have shown that AE non-destructive inspection can be very effective applicable to cases when crack initiation takes place in area where crack cannot be detected another non-destructive methods. Most of all, AE inspection is very useful in the case when crack originates subsurface [2]. To do that it was introduced, so called, α criterion. It is angle of

drastically transition to acceleration of summarized AE-signals which registered during non-destructive inspection specimens or aircraft structures in dependence on number of cycles.

The presentation discussed systematized data of non-destructive inspection different type of structures for aircraft and gas-turbine engines. They are based on using α - criterion. Results of non-destructive inspection hydrocylinders, compressor disks and turbine blades were compared with data of quantitative fractographic analyses. It was demonstrated that using α - criterion gives possibility to discover crack in areas where it cannot be detected another non-destructive methods.

References:

1. A.A.Shanyavskiy. Tolerance fatigue cracking of aircraft structures. Synergetic in engineering applications. Ufa, Monograph, 2003, 800p.
2. Shanyavskiy A., Banov M. The twisting mechanism of subsurface fatigue cracking in Ti-6Al-2Sn-4Zr-2Mo-0.1Si alloy. Engineering Fracture Mechanics, 77, 2010, pp. 1896-1906.

**Влияние тепловлажностного воздействия на свойства
отвержденного термостойкого фталонитрильного связующего и
углепластиков на его основе**

Валевин Е.О.^{1,2}, Зеленина И.В.¹, Бухаров С.В.²
¹ВИАМ, ²МАИ, г. Москва

Одними из наиболее значимых климатических факторов, влияющих на свойства полимерных композиционных материалов в процессе хранения и эксплуатации изделий из них, являются влажность и повышенная температура, под воздействием которых может происходить изменение рабочих характеристик материала, что особенно критично для ответственных изделий. На сегодняшний день исследования влияния данных факторов наиболее полно проводились на ПКМ на основе эпоксидных матриц, которые нашли широкое применение в различных отраслях машиностроения. Изучение влияния условий повышенной влажности на термостойкие матрицы и ПКМ на их основе является весьма актуальной задачей из-за расширения области применения подобных материалов, таких как детали и узлы перспективных авиационных двигателей.

В работе представлены результаты исследований воздействия повышенной температуры и влажности на свойства отвержденного фталонитрильного связующего марки ВСН-31 (разработка ФГУП «ВИАМ», ТУ 1-595-12-1376-2013, патент РФ) и термостойких конструкционных углепластиков на его основе марок ВКУ-38ТР и ВКУ-38ЖН с рабочей температурой 300 °С.

При тепловлажностных исследованиях данных материалов на различных режимах были определены характер кинетических сорбционных кривых и основные параметры сорбции. Значения равновесного влагопоглощения для объектов исследования составляют от 0,3 до 1,1 % масс. в зависимости от режима и материала, что меньше, чем для широко применяемых в машиностроении ПКМ на основе эпоксидных и большинства других связующих. Методами термического анализа исследовано изменение релаксационного поведения образцов фталонитрильной матрицы и углепластиков в исходном состоянии и после улажнения до состояния равновесного влагопоглощения. Результаты термогравиметрического

анализа свидетельствуют о термоокислительной стойкости данных образцов после тепловлажностного воздействия.

Проведенные исследования изменения механических свойств углепластиков ВКУ-38ТР и ВКУ-38ЖН после тепловлажностного воздействия, в совокупности с низкими значениями влагопоглощения и данными теплофизических исследований свидетельствуют о стойкости данных материалов к длительному воздействию основных внешних воздействующих факторов окружающей среды (тепло, вода, влага).

Research influence of heat-moisture on properties heat-resistant phthalonitrile matrix and carbon fibers composites

Valevin E.O.^{1,2}, Zelenina I.V.¹, Bukharov S.V.²

¹VIAM, ²MAI, Moscow

Humidity and elevated temperature is one of the most significant climatic factors influencing properties of polymeric composite materials, which there can be change of performance properties of material that is especially critical for responsible products are. Today researches of influence of these factors were most fully carried out on polymeric composite materials on the basis of epoxy matrixes which have found broad application in the different industries of mechanical engineering. Studying of influence of conditions of the increased humidity on heat-resistant matrixes and polymeric composite materials on their basis is very actual task because of expansion of using of similar materials, such as details and nodes of perspective aircraft engines.

In work results of researches of influence of elevated temperature and humidity on properties phthalonitrilematrix the VSN-31 (development of All-Russian Institute of Aviation Materials, TU 1-595-12-1376-2013, the patent Russian Federation) and heat-resistant constructional carbon fibers composites are on its basis VKU-38ТР and VKU-38ZhN with working temperature of 300 °С.

Character of kinetic sorbtion curves and main parameters of sorbtion have been definedat heat-moisturelaboratory tests of these materials on different modes. Values of equilibrium moisture absorption for objects of research make from 0,3 to 1,1 % of masses. Research of change of relaxation behavior of samples of phthalonitrile matrix and carbon fibers composites in dry and wet condition by means of the thermal analysis is conducted. Results of thermogravimetric analysis testify to thermalstability of these samples after heat-moisture influence.

The conducted researches of change of mechanical properties carbon fibers compositesVKU-38ТР and VKU-38ZhN after heat-moisture tests, in aggregate with low values of moisture absorption and data of thermal analysis testify to resistance of these materials to long influence of the main external influencing environmental factors (warmly, water, moisture).

Перспективы применения аддитивной технологии для получения деталей из алюминиевых сплавов со специальными свойствами

Власенко А.Н., Мешков Д.А., Предко П.Ю., Конкевич В.Ю.

МАИ, г. Москва

Развитие аддитивного производства 3ддеталей коснулось в настоящее время изделий из титановых сплавов, жаропрочных сплавов на основе никеля,

легированных сталей. Алюминиевые сплавы не нашли пока применения в изделиях. Вместе с тем анализ структуры и термического цикла процессов аддитивного производства показывают, что формирование деталей происходит с высокой скоростью охлаждения при кристаллизации, которую можно примерно оценить как $1 \times 10^5 \text{K/c}$. Таким образом, по закономерностям формирования структуры процесс аддитивного производства в определенной степени можно сравнить с процессом гранульной металлургии. Отличие заключается в том, что при гранульной металлургии деталь получают после целого ряда технологических операций – дегазации, компактирования, горячей деформации, механической обработки. В результате термомеханического воздействия, в определенной степени, теряется часть преимуществ быстрозакристаллизованной структуры. При аддитивной технологии деталь получается после расплавления и быстрой кристаллизации порошка и термообработки, т.е. в готовой детали наследуется быстрозакристаллизованная структура.

Условия быстрой кристаллизации чрезвычайно благоприятны именно для алюминиевых сплавов, поскольку способствуют увеличению растворимости в твердом растворе, (образованию пересыщенных твердых растворов), измельчению структуры и изменению морфологии избыточных фаз, кристаллизации по метастабильной диаграмме состояний и образованию метастабильных фаз. Это открывает возможность получения в процессе аддитивного производства быстрозакристаллизованных сплавов, структуру и свойства которых невозможно получить ни традиционной технологией из слитка, ни технологией производства гранулируемых сплавов. Такими сплавами, перспективными для использования в авиакосмической промышленности, в приборостроении и других отраслях представляются, например, сплавы системы

- Al – Переходные металлы (жаропрочные, длительно работающие до $400 \text{ }^\circ\text{C}$);
- Al – PЗМ (защита от излучения, высокая тепло и электропроводность);
- Al – 30-50%Si (низкий коэффициент термического расширения), а также другие функциональные и конструкционные сплавы, легированные малорастворимыми и нерастворимыми компонентами.

Additive Manufacture Prospects for the Development of the Special Aluminium Alloys

Vlasenko A.N., Meshkov D.A., Predko P.Yu., Konkevich V. Yu.
MAI, Moscow

At present time development of additive manufacture concerned products from the titanium alloys, special steel, nickel base superalloys. Aluminum alloys didn't find application in products so far. The analysis of structure and a thermal cycle of additive manufacture (Bed Deposition, Direct Deposition processes) show that during of 3d printings of details the rapid solidification rate take place, which can be estimated approximately as $1 \times 10^5 \text{K/c}$. Thus, on regularities of forming of structure process of additive production to some extent can be compared to process of RSR/PM. Distinction is that in case of RSR/PM technology the part is produced by number of technological steps – degassing, compaction, hot deformation, machining. Thermomechanical effect result in coagulation structure, a part of benefits of high

solidified structure and properties are lost. In case of additive technology the part is growing after powder particles fusion, rapid solidification and heat treatment. So completed part has the rapid solidified structure.

Rapid solidification conditions are extremely favorable for aluminum alloys as they promote increase in solubility in solid solution (supersaturated solid solution of transition metals in aluminium), refinement of structure and change of morphology of excessive phases, solidification according to non-equilibrium diagram, formation of metastable phases. It opens a possibility for obtaining of additive production of the high solidified alloys which structure and properties can't be received neither traditional technology (using an ingot), nor the production technology of the RSR/PM alloys. Such alloys, perspective for use in the aerospace industry, in instrument making and other sophisticated application. for example, system alloys

- Al – Transitional metals (heat resisting, long working up to 400⁰C);
 - Al – Rare-earth metals (protection against X-ray, high thermal - and electro conductivity);
 - Al – 30-50%Si (low coefficient of thermal expansion),
- and also other functional and constructional aluminium alloys alloyed by slightly soluble and insoluble components.

Исследование процесса тепловыделения при изготовлении печатных плат

Войтковский С.В.
МАИ, г. Москва

Данная работа была направлена на установление стойкости мелкоразмерных твердосплавных свёрл при сверлении композиционных материалов диэлектрического основания печатных плат и, как следствие, возникновение дефектов, связанных с нагреванием сверла во время сверления.

Теоретическим образом получены ожидаемые расчётные соотношения для теплового баланса в процессе нагрева, уравнения тепловыделения, теплоотдачи и теплопроводности. Данные формулы использовались для изучения, сравнения и анализа экспериментальных результатов.

При проведения исследования, для рассмотрения в качестве исходных данных, собрана и рассмотрена различная информация о:

- физических характеристиках обрабатываемого композиционного материала в соответствии с расчётными формулами и температурой стеклования;
- физических характеристиках материала свёрл в соответствии с расчётными формулами;
- заявленных поставщиком свёрл ресурсах сверла;

В ходе проведения экспериментов были предприняты следующие действия:

- выбраны композиционные материалы с известными физическими характеристиками из исходных данных;
- выбрано новое сверло с известными физическими характеристиками из исходных данных;
- проведено сверление отверстий до появления дефектных отверстий с режимами, заявленными поставщиком сверл для достижения гарантированного ресурса;

- произведены расчёты количества просверленных отверстий, исходя из температуры вершины сверла, рассчитанной по теоретическим формулам до достижения температуры стеклования;

- полученные значения количества отверстий были сравнены со значениями, заявленными поставщиком и полученными в ходе эксперимента.

Полученные соотношения позволяют производить предварительный расчёт температуры сверла во время процесса сверления отверстий в печатных платах и, тем самым, определить количество циклов сверления, которое можно совершить без угрозы возникновения дефектов отверстий.

Study of heat process in the manufacture of printed circuit boards

Voitkovskiy S.V.

MAI, Moscow

This study was aimed to determine the durability of small-sized carbide drills while drilling composites dielectric base of printed circuit boards and as a result, the occurrence of defects associated with the heating of the drill during drilling.

The theoretical way prepared for the expected ratio of the calculated heat balance in the process of heating, heat equation, heat transfer and thermal conductivity. These formulas were used for the study, comparison and analysis of experimental results.

In the study, for consideration as the original data, various information was gathered and reviewed about:

- the physical characteristics of the composite material is processed in accordance with the calculation formulas and glass transition temperature;

- physical characteristics of the drill material according to the calculation formulas;

- the drill supplier declared drills resource;

During the experiments, following actions were taken:

- chosen composite materials with the known physical characteristics of the original data;

- chosen a new drill with the known physical characteristics of the original data;

- conducted drilling holes until the defective holes with regimes declared by supplier of drills to achieve the guaranteed resource;

- the calculations of the performed drill holes number, based on the temperature of the top of the drill, calculated by theoretical formulas to achieve a glass transition temperature;

- values of holes number obtained were compared with the values declared by the supplier and received during the experiment.

These relationships allow us to make a preliminary calculation of the temperature of the drill during the hole drilling process in the PCB and thus determine the number of drilling cycles, which can be carried out without threat of hole defects.

Высокотермостойкие корундовые формы для точных отливок из жаропрочных и титановых сплавов

Воробьев А.А., Варфоломеев М.С.

МАИ, г. Москва

Тенденции современного литейного производства базируются на постоянном повышении качества поверхности, точности и эксплуатационной надежности получаемых изделий, особенно сложнопрофильных отливок, получаемых прецизионным методом литья. В связи с этим, к керамическим литейным формам предъявляются повышенные требования по термохимической и деформационной устойчивости, огнеупорности и прочности.

Используемые в технологии точного литья корундовые керамические формы, содержащие диоксид кремния (до 3-5 мас. %), обладают существенными недостатками, связанными с применением при их изготовлении связующих материалов на основе кремнезема (этилсиликаты или кремнезоли).

На кафедре МАИ «Технологии и САПР металлургических процессов» разработали технологию изготовления керамики с использованием алюмоорганического и алюмоиттриевого связующего для производства особо ответственных отливок.

Данная технология нашла применение в прецизионном литье в процессе изготовления керамических инертных форм для заливки высоколегированных сталей и химически активных сплавов.

Современными физико-химическими и физико-механическими методами были изучены состав, свойства полученной керамики и контактная поверхность литых изделий.

Использование в литейном производстве комбинированных корундовых форм с двумя защитными слоями на бескремнеземном связующем обеспечивает высокую огнеупорность и исключает взаимодействие металла с формой выше 1500°C.

Результаты СЭМ свидетельствуют об отсутствии кремния в защитных (контактных) слоях формы. Поэтому комбинированные корундовые формы не только гарантируют точное воспроизведение конфигурации модели, но и создают защитный химически инертный слой, предотвращающий взаимодействие расплавленного металла с керамической формой при температурах выше 1500°C, что позволяет получать качественные отливки из химически активных сплавов.

Работа финансово поддержана Минобрнауки РФ в рамках государственного задания (проект 2014/93, код 3087).

High-refractory corundum molds for investment casting from superalloys and titanium alloys

Vorobiev A.A., Varfolomeev M.S.

MAI, Moscow

Tendencies of modern production toward improved quality, accuracy, and service reliability of cast articles, especially parts from titanium and refractory alloys for important applications (complex- shaped castings) produced by investment casting, impose special requirements for the quality of casting molds.

SiO₂ containing (up to 3-5 wt %) ceramic corundum molds that are currently used in investment casting have a number of serious drawbacks because they fabricated using ethyl silicate or colloidal silica as a binder.

Researchers at the Moscow Aviation Institute developed a process for the fabrication of ceramic shell molds using a silica free binder for the production of castings for important applications.

This approach is most effective in fabricating ceramic shell molds for complex shape investment casting using highly alloyed steels, refractory metals, superalloys and titanium alloys.

The composition and properties of the ceramics have been studied using advanced physicochemical characterization techniques.

The use of combined corundum casting molds with two protective layers produced using a silica free binder ensures high refractoriness and prevents reaction between the melt and mold at temperatures above 1500°C.

SEM results demonstrate that there was no silicon in the protective (face) layers of the mold. Therefore, not only do combined corundum molds ensure accurate reproduction of the surface microprofile and model configuration but, more importantly, they also create a chemically inert barrier layer which prevents reaction between the melt and shell mold at temperatures above 1500°C, which allows one to produce quality castings from reactive alloys.

This work was supported by the RF Ministry of Education and Science (project no. 2014/93, basic stage 3087).

Экспериментальные установки с насосной системой подачи компонентов топлива для испытаний агрегатов ДУ РКС

Галеев А.В.
МАИ, г. Москва

Для испытаний камеры сгорания (КС) с газогенератором (ГГ) кислородно-водородных ЖРД 11Д56 и 11Д57 на первом этапе применялись вытеснительные системы подачи (ВСП) компонентов ракетного топлива (КРТ). Применение параллельно-последовательной компоновки баллонов и оптимизированной технологии заправки ВСП КРТ обеспечило равномерную выработку компонента из баллонов и позволило увеличить продолжительность испытания на стенде указанных агрегатов на ~ 25 %.

Ограничивающими факторами применения ВСП являются:

- предельные режимы в КС по расходу компонентов и давлению в камере ($p_k < 17-18$ МПа), определяемые рабочими давлениями оборудования стенда;
- малая продолжительность испытания и громоздкость оборудования;
- невозможность полной имитации режимов работы ГГ и охлаждения КС;

В этой связи исследование схем насосных СП с циркуляционным контуром питания насосов и газогенераторным приводом турбины с запиткой ГГ от испытуемых насосов является актуальной. Указанные выше недостатки ВСП могут быть устранены при использовании технологического ТНА с газовым или ГГ-приводом турбины. При этом ГГ привода ТНА может быть запитан:

- от стенда высокого давления с ВСП компонентов топлива;
- от технологического ТНА.

Целями данных испытаний являются:

- проверка эффективности охлаждения КС жидким водородом;
- определение параметров ТНА и удельных параметров процессов

смесеобразования и горения в камере сгорания $\varphi_{укс} = (\beta_{кc})_{э} / (\beta_{кc})_{г}$.

Здесь $\varphi_{укс}$ – коэффициент, характеризующий полноту процессов смесеобразования и горения; $(\beta_{кc})_{э}$ и $(\beta_{кc})_{г}$ – удельный комплекс давления в КС, определенный экспериментально в процессе испытания и расчетом соответственно.

Основным недостатком указанных установок с насосной СП являются:

- ограниченность испытаний по мощности автономного привода ТНА при использовании газообразного водорода или стенового ГГ;
- ограниченный ресурс испытаний по времени из-за громоздкого оборудования ВСП ГГ от стенда высокого давления и отсутствие циркуляционных контуров питания насосов.

При запитке ГГ от насосов ТНА с использованием систем начальной раскрутки газом и введением циркуляционных контуров питания насосов можно решить проблему проведения ресурсных испытаний агрегатов ДУ.

Таким образом, применение в СП насосных агрегатов, циркуляционных контуров питания и запитку ГГ от испытуемых насосов ТНА позволило решить основные цели испытаний по продолжительности и имитации условий охлаждения и разработать рекомендации по стабилизации запуска.

The experimental units with pump feed system components for the test of assembly PU RSS

Galeev A.V.
MAI, Moscow

For testing the combustion chamber (CC) with gas generator (GG) oxygen-hydrogen LPE 11Д56 and 11Д57 at the first stage the applied pressure of the feed system (PFS) components of rocket fuel (CRF). The use of parallel-to-serial layout of cylinders and optimized technology fueling PFS CRF ensure a uniform production of the component from the cylinders and allowed to increase the duration of testing at these units at ~ 25 %.

Limiting factors in the use of displacing the PFS are:

- limit regimes in the CC for the flow components and the pressure in the chamber (RC<17-18 MPa), determined by the working pressure of the equipment of the stand;
- short duration tests and cumbersome equipment;
- the impossibility of a complete simulation of operating modes GG and cooling of the CC;

In this context, the study of pumping schemes SF with the circulation circuit pumps and producer gas driven turbine powering GG from the subjects of pumps is important. The above-mentioned disadvantages of the PFS can be eliminated when using the technological TPA with gas or GG-drive turbine. While GG driven TPA can be powered:

- from stand high pressure with GSP fuel components;
- from technological TPA.

The objectives of these tests are:

- check the cooling efficiency CC liquid hydrogen;

- determination of parameters of the TPA and the specific parameters of the processes of mixture formation and combustion in the combustion chamber $\varphi_{y_{kc}} = (\beta_{kc})_{\Sigma} / (\beta_{kc})_T$.

Here $\varphi_{y_{kc}}$ – is the coefficient characterizing the completeness of the processes of mixture formation and combustion; $(\beta_{kc})_{\Sigma}$ and $(\beta_{kc})_T$ – specific complex pressure in the CC, determined experimentally in the process of testing and calculation, respectively.

The main disadvantage of these installations with pump SP are:

- limited testing for power Autonomous drive TPA when using gaseous hydrogen or poster of the GG;
- limited resource and testing time due to the bulky equipment from PFS GG stand high pressure and lack of circulation contours of the supply pumps.

When washing GG of the pump TPA with the use of entry promotion gas and the introduction of the circulation circuits to supply pumps to solve the problem of carrying out of resource tests of the units PS.

Thus, the use of the SF pump units, circulation loops and power washing of GG from the subjects, pumps TPA allowed to solve the main objectives of the tests in duration and simulate the cooling conditions and to develop recommendations for stabilization of starting.

Адгезия 3D-масок на внутренних слоях МПП со встроенными компонентами

Васильев Ф.В., Горелов А.О.
МАИ, г. Москва

В многослойных печатных платах (МПП) со встроенными компонентами актуален вопрос применения паяльных масок на внутренних слоях. Традиционные паяльные маски не могут быть применены из-за недостаточной адгезии к материалам печатных плат. Одним из возможных выходов является использование паяльных масок, нанесенных на 3D принтере из материала, сходного с материалом печатных плат [1]. При этом, из-за свойств материала, такие маски можно использовать и в качестве связующего вместо препрега [2].

Такое использование возможно только после исследования адгезии паяльной маски к печатной плате по сравнению с препрегом. Для этого разработаны методика испытаний и тестовые образцы с различным заполнением поверхности медью.

Согласно разработанной методике, подготавливается 10 образцов для прессования с 3D-маской и препрегом. Каждый образец имеет три группы элементов (по 10 элементов в каждой) с различными вариантами сопряжения: медь–медь, медь–стеклотекстолит, стеклотекстолит–стеклотекстолит. Помимо различного заполнения поверхности образцов медью, различна и толщина 3D-маски, что необходимо для выяснения ее оптимального значения.

Степень заполнения поверхности образцов медью обеспечивается путем травления медной фольги в форме сетки с различной шириной проводников, таким образом обеспечиваются поверхности от полностью медных и до полного

отсутствия медной фольги. Толщина 3D-маски — от 30 до 120 мкм с шагом в 30 мкм.

После прессования оценивается усилие отрыва каждого элемента при использовании 3D-масок и обычного препрега.

Полученные результаты говорят о степени адгезии 3D-масок, сравнимой с адгезией препрега.

Список литературы:

1. Горелов А.О. «Нанесение паяльных масок на 3D-принтере». Сборник тезисов докладов «Инновации в авиации и космонавтике-2014» // ООО «Принт-салон», 2014;
2. Горелов А.О., Васильев Ф.В. Использование паяльных 3D-масок на внутренних слоях МПП со встроенными компонентами. // Труды XXV международной научно-технической конференции «Современные технологии в задачах управления, автоматике и обработки информации», Алушта, 2016.

Adhesion of 3D-masks on the inner layers of the Multilayer PCB with embedded components

Vasilyev F.V., Gorelov A.O.

MAI, Moscow

Today there is actual problem with application of solder mask on the inner layers in the multilayer printed circuit boards with embedded components. Conventional solder mask cannot be applied because of insufficient adhesion to PCB materials. One possible way is to use a 3D printer to apply solder mask from a material similar to the printed circuit board material [1]. Thus, due to material properties, such masks may be used as a binder instead of prepreg [2].

To actually use this method, first we need to study adhesion of 3D-masks, compare it to usage of prepreg. For this we've developed test methods and test samples with different filling copper surface.

According to the developed method, 10 samples are prepared for pressing with 3D-mask and prepreg. Each sample has three groups of elements (10 elements each) with a variety of conjugation options: copper-copper, copper-stranded glass fiber, glass fiberglass fiber. Besides various copper surface coverage patterns, thickness of the 3D-mask differs as well, which is necessary to determine its optimal value.

The degree of samples surface coverage with copper is ensured by etching of copper foil to form the grid conductors with different widths thus providing necessary copper foil thickness. 3D-mask thickness - from 30 to 120 microns with increments of 30 microns.

Estimated breakout force of each element (3D-masks and conventional prepreg) is tested after they are pressed by hydraulic press with heated platens.

The results indicate the degree of adhesion of the 3D-masks is comparable to the adhesion of prepreg.

Bibliography:

1. Gorelov A. "The application of solder mask on the 3D-printer." Abstracts of the "Innovation in Aviation and Space 2014" // LTD "Print-salon", 2014;
2. Gorelov A., Vasilyev F. Using 3D-solder mask on the inner layers of the multilayer PCB with embedded components. // Proceedings of the XXV International Scientific

and Technical Conference "Modern technologies in problems of control, automation and information processing", Alushta, 2016.

Создание равнопрочных конструкций силовых элементов с использованием технологии селективного лазерного сплавления (SLM)

Силуянова М.В., Дзгоев Т.Р.

МАИ, г. Москва

Одной из главных задач в авиа- и ракетостроении является уменьшение веса силовой установки. С начала 2010 года интенсивно начали развиваться технологии формирования трёхмерных объектов не путём удаления материала (точение, фрезерование, электроэрозионная обработка) или изменения формы заготовки (ковка, штамповка, прессовка), а путём постепенного наращивания (добавления) материала.

На данный момент значительного прогресса достигли технологии послойного формирования трёхмерных объектов по их компьютерным образам.

Метод SLM является наиболее распространённый для получения деталей малых и средних габаритов. Преимуществом по сравнению с методом EBM (электронно-лучевая плавка) является отсутствие необходимости вакуумной камеры. Селективное лазерное плавление обеспечивает хорошую производительность, удовлетворительную шероховатость и высокую точность изготовления детали.

В 2015 году были проведены работы по оптимизации силового элемента энергетической установки космических кораблей нового поколения, по результатам которых было выявлено, что переход от классического метода изготовления деталей к использованию 3D печати значительно уменьшает сроки изготовления, а также способствуют уменьшению веса детали до 35%.

Повышение прочностных характеристик деталей, изготовленных методом SLM, осуществляется за счет исключения из конструкции сварных швов, концентраторов напряжений.

Уменьшение веса изделий является важнейшей стратегической задачей для ракетостроения. Облегчение деталей происходит за счет создания сотовых или сетчатых конструкций, при сохранении прочностных характеристик благодаря интеграции спроектированных внутренних ребер жесткости.

Применение данного метода позволяет решить сложные технологические проблемы. Существующие технологии механической обработки имеют ряд технологических ограничений. Однако, сквозное цифровое проектирование и производство, используемое для выпуска металлических изделий со сложными внутренними структурами и полостями, позволяет эффективно их преодолевать.

Развитие аддитивных технологий в сфере авиа- и ракетостроении способствуют решению ряда вопросов, которые раньше не могли быть решены при помощи классического метода изготовления деталей.

Creating a full-strength structural load-bearing elements using selective laser melting technology (SLM)

Siluyanova M.V., Dzgoev T.R.

MAI, Moscow

One of the main problems in aircraft and rocket production is to reduce the weight of the power plant. Since 2010 began to develop technology-intensive form of three-dimensional objects, not by material removal (turning, milling, EDM), or changing the shape of blanks (forging, stamping, pressing), and by gradually increasing (adding) the material.

Now, considerable progress achieved layering technology of three-dimensional objects on their computer images.

SLM is the most common method for obtaining details of small and medium size. The advantage over the method of EBM (Electron Beam Melting) is no need for the vacuum chamber. Selective laser melting provides good performance, satisfactory surface roughness and high precision parts manufacturing.

In 2015, work was carried out to optimize the power element of the power plant of new generation spacecraft, the results of which revealed that the transition from the classical method of manufacturing parts using 3D printing to significantly reduce production time, as well as help to reduce the weight of parts up to 35%.

Increasing the strength characteristics of the parts produced by SLM, it is carried out by eliminating constructions weld stress concentrators.

Reducing the weight of products is a crucial strategic challenge for the rocket. Relief detail is due to the creation of cellular or mesh structures, while maintaining the strength characteristics designed by integrating internal stiffeners.

Application of this method allows to solve complex technological problems. Existing mechanical processing technologies have a number of technological limitations. However, through digital design and production that is used for the production of metal products with complex internal structures and cavities, can effectively overcome them.

The development of additive technology in aircraft and rocket contribute to addressing a number of issues that previously could not be solved by the classical method of manufacturing parts.

Влияние сварки трением с перемешиванием на формирование состава сплава Al-Cu-Li

Бецофен С.Я., Лукин В.И., Долгова М.И., Пантелеев М.Д.
МАИ, ВИАМ, г. Москва

Сплавы системы Al-Cu-Li находят широкое применение в аэрокосмической технике благодаря уникальному сочетанию низкой плотности, требуемой прочности и исключительно высоких по сравнению с другими алюминиевыми сплавами значений упругих модулей.

Практически важные результаты получены при исследовании формирования фазового состава в соединениях из Al-Cu-Li сплавов, полученных сваркой трением с перемешиванием (СТП). Проведены систематические исследования распределения текстуры, фазового состава и твердости в различных зонах сварного шва, зоны термического влияния (ЗТВ) и основного металла. Было обнаружено, что количественный фазовый анализ является исключительно чувствительным к выявлению структурно-фазовых особенностей СТП. Обнаружено, что эффект разупрочнения в результате процесса СТП обусловлен комплексным воздействием сдвиговой деформации и температуры, при этом в зоне шва и ЗТВ происходит уменьшение количества Т1-фазы и увеличение доли

дельта-штрих -фазы. Это также сопровождается изменением типа текстуры от компонентов текстуры прокатки основного металла и ЗТВ к текстуре сдвига в сварном шве. Текстурные изменения в материале свидетельствуют о деформационных процессах в зоне перемешивания, изменения фазового состава обусловлены комплексным воздействием деформации и нагрева. Максимальный эффект разупрочнения наблюдается в области, примыкающий к зоне шва и для этой зоны характерно минимальное количество Т1-фазы, составляющее 0,9-1,8%, при этом в зоне шва количество Т1-фазы составляет 2,6-3,8%, в основном материале достигает 7%. Этот эффект обусловлен тем, что примыкающая к шву зона испытывает достаточно высокие температуры нагрева в отсутствие деформационного воздействия, что способствует выделению преимущественно дельта-штрих – фазы, которая является менее эффективным упрочнителем по сравнению с Т1-фазой. В зоне шва комбинация деформационного и термического воздействия приводит к выделению большего количества Т1-фазы и соответственно большей прочности. В результате проведенной работы выявлены закономерности формирования фазового состава, текстуры и свойств в процессе СТП, дающие новые возможности для оптимизации технологии и повышению служебных свойств сварных соединений из сплавов Al-Cu-Li.

Результаты получены в рамках выполнения государственного задания Минобрнауки России №11.1978.2014/К

Effect of friction stir welding on the formation of composition of the Al-Cu-Li alloy

Betsopen S.Ya., Lukin V.I., Dolgova M.I., Pantelev M.D.
MAI, VIAM, Moscow

Al-Cu-Li alloys are widely used in aerospace through a unique combination of low density, the required strength and extremely high in comparison with other aluminum alloys, the values of the elastic modules.

Practically important results were obtained in the study of the formation of phase structure in the compounds of the Al-Cu-Li alloys, obtained by friction stir welding (STF). Systematic studies of the distribution texture, phase composition, and hardness in various zones of the weld heat affected zone (HAZ) and the base metal. It was found that quantitative phase analysis is sensitive only to identify structure-STF phase characteristics. It is found that the softening effect caused by the process STF complex influence of the shear deformation and temperature, with the weld zone and HAZ decreases T1-phase quantity and increase of delta-bar-phase. It is also accompanied by a change from the texture component type rolling texture of the base metal and the HAZ to shear texture in the weld. Textural changes in the material evidence of deformation are processing in the mixing zone, changing the phase composition caused by the combined action of deformation and heat. The maximum softening effect observed in an area adjacent to the weld zone and the zone characteristic quantity T1-minimum phase constituting 0.9-1.8%, while in the joint area T1-phase quantity is 2,6-3,8%, in the base material is 7%. This effect is due to the fact that adjacent to the seam area experiencing relatively high heating temperature in the absence of strain effects, which promotes the release predominantly delta-bar - phase, which is less effective hardener as compared to T1-phase. The combination of the weld zone and heat affected strain resulted in the isolation of more T1-phase and

correspondingly higher strength. As a result patterns of formation of phase composition identified, texture and properties in the process of STP, giving new opportunities to optimize the technology and improve the service properties of welded joints of the alloy Al-Cu-Li.

This work was performed in the framework of state task 11.1978.2014/K of the Ministry of Education and Science of the Russian Federation 'Development of quantitative methods of estimating the structural phase and stressed states of Al—Cu—Li and Al—Mg—Li alloys for the feasibility and the designing of alloys and technologies providing high strength, elasticity, and phase stability characteristics of a base metal and a weld construction material'.

Создание методов количественного описания механики процесса полимеризации ПКМ, учитывающие главные особенности релаксационного поведения полимерного материала

Дудкевич И.А.
МАИ, г. Москва

Целью данной работы является создание концептуального подхода описания процесса полимеризации полимеров с точки зрения интерпретации релаксационных свойств материала при анализе термомеханических кривых.

Известно, что любой процесс деформации полимерного материала можно рассматривать как переход из неравновесного состояния в равновесное. Так, почти все ПКМ в определенном температурном интервале способны к частичным деформациям. В данном случае, рассматривается процесс полимеризации как обобщенная модель Максвелла, позволяющая с большой долей вероятности описать функцию распределения релаксационного модуля по времени релаксации.

Представлен механизм влияния напряжений на процесс кристаллизации полимеров, а именно, влияние значения действующих напряжений на температуру начала полимеризации и формирование начального релаксационного спектра.

Creation of methods of the quantitative description of mechanics of process of polymerization of composite materials, the considering main features of relaxation behavior of composite material.

Dudkevich I.A.
MAI, Moscow

The purpose of this work is creation of conceptual approach of the description of process of polymerization of composite materials from the point of view of interpretation of relaxation properties of material in the analysis of thermomechanical curves.

It is known that any process of deformation of polymeric material can be considered as transition from a nonequilibrium state to equilibrium. So, almost all composite materials in a certain temperature interval are capable to partial deformations. In this case, cure process as the generalized Maxwell's model allowing to describe with high probability function of distribution of the relaxation module on relaxation time is considered.

The mechanism of influence of tension on process of crystallization of polymers, namely, influence of value of the operating tension on temperature of the beginning of polymerization and formation of an initial relaxation range is presented.

Конструкция и технология изготовления высоконагруженных крупномасштабных аэродинамических моделей несущих винтов вертолетов

Горский А.А., Евдокимов Ю.Ю., Качарова И.Н., Трифонов И.В., Усов А.В.

ЦАГИ, г. Жуковский

Аэродинамические модели несущих винтов вертолетов разрабатываются в обеспечение экспериментальной отработки создаваемых объектов авиационной техники, подтверждения эффективности новых технических решений. Основными требованиями к ним являются:

- масса пера лопасти (при диаметре модели несущего винта 4,6 м) - 3÷4 кг;
- поперечное положение центров масс сечений основной и концевой частей лопасти должно быть не далее 24% длины хорды, отсчитанной от передней кромки;
- поперечное положение оси жесткости должно находиться в диапазоне 25-27 % хорды от носка профиля в средней части лопасти;
- модели лопастей должны иметь коэффициент запаса прочности, равный 3

В ФГУП ЦАГИ разработана типовая конструкция крупномасштабной аэродинамической модели лопасти несущего винта вертолета из полимерных композиционных материалов. Данная конструкция позволяет моделировать массу лопасти, положение центра тяжести по хорде лопасти, обеспечивать требуемое положение оси жесткости.

Разработка конструкции модели лопасти выполняется по предоставленной заказчиком математической модели внешней геометрии с использованием инженерных методов расчета. Окончательный расчет на прочность производится методом конечных элементов. При его проведении устанавливаются: статическая прочность изделия, положение оси жесткости лопасти, определяются собственные формы и частоты колебаний изделия.

Разработанная типовая технология изготовления комплекта моделей лопастей винта включает фрезерную обработку матриц из модельного пластика на станке с ЧПУ. Обшивки из композиционных материалов изготавливаются в матрицах методом вакуумной инфузии. Полки и стенки лонжерона изготавливаются прессовым формованием из стеклопластика. Заполнитель хвостовой секции лопасти изготавливается из конструкционного пенопласта, фрезеруемого на станке с ЧПУ.

Матрицы обшивок имеют универсальную конструкцию и используются для изготовления обшивок, и как ступель для сборки лопастей.

Лонжероны лопастей тензометрируются.

В завершение выполняется статическая балансировка комплекта лопастей.

Design and manufacturing technology of high-loaded, large-scale aerodynamic models of helicopter rotors

Gorskiy A.A., Evdokimov Y.Y., Kacharava I.N., Trifonov I.V., Usov A.V.

TsAGI, Zhukovsky

Aerodynamic model of helicopter rotor constructed to provide experimental testing of produced aircraft objects as well as to confirm the effectiveness of new technical solutions.

The main requirements are:

- The weight of the blade (model rotor diameter of 4.6 m) – 3-4 kg;
- The lateral position of the centers of mass of main and end sections of blade should not be more than 24% of the chord length, measured from the leading edge;
- Cross-axis position of stiffness axis should be in the range of 25-27% of the chord from leading edge in the middle part of the blade;
- Blade models must have the safety factor 3.

TsAGI has developed a standard construction of rotor blades large-scale model made of polymer composite materials. This design allows simulating the weight of blade, center of gravity on chord and providing the required stiffness axis position.

Developing of blade model construction based on mathematical models of external geometry, provided by a customer, using engineering calculation methods. Final strength calculating is done by the finite element method. This calculations show: the static strength, the position of stiffness axis, determined forms and vibrations frequency.

This developed standard technology of manufacturing rotor blades models includes milling model plastic molds on CNC machines. Composite materials shells manufactured by vacuum infusion in molds. Spars made of fiberglass by forming molding. Tail core made of structural foam milled on a CNC machine.

Shell molds have universal design and used for the manufacture of shells as well as for assembling blades.

Tensometry sensors are used in spars.

In the end static balancing of blades set.

Технологии 3Д-печати в образовательном процессе с элементами информационных технологий

Качалин А.М., Задорожная О.Н.
МАИ, г. Москва

Тенденция последних лет – внедрение в образовательный процесс любого уровня, будь то среднее или высшее образование, инновационных инструментов, способных значительно улучшить качество обучения и добиться более высоких показателей выпускников школ и вузов.

Для вузов с техническим профилем очень важно, чтобы практическая часть образовательного процесса занимала как можно больше времени, и чтобы обучающиеся могли самостоятельно увидеть и оценить результат своей деятельности. Одним из инструментов, способных воплотить в жизнь задумки обучающихся и дать возможность прикоснуться к спроектированному – применение технологий 3Д-печати.

Использование 3Д-печати влечет за собой необходимость более углубленного изучения еще ряда дополнительных дисциплин – математики, информатики, физики, моделирования, инженерной графики, начертательной геометрии – что способствует саморазвитию и росту стимула к самообучению. Новые технологии заставляют развивать творческие качества обучаемого, способствуют проявлению желания к реализации идей, помогают развитию

образного мышления. Появляется возможность самостоятельно разрабатывать дизайн отдельных деталей и целых агрегатных узлов, а после печати дорабатывать и усовершенствовать собственные изделия.

Благодаря применению информационных технологий, у обучающихся появляется возможность дистанционно в режиме реального времени наблюдать за технологическим процессом производства спроектированной детали, если они находятся не в помещении, где располагается 3Д-принтер. Если же речь идет об обучении 3Д – проектированию школьников, то для ребят особенно важно, что за производством той или иной детали могут наблюдать специалисты из высших учебных заведений, давая при этом советы и подсказывая, как лучше спроектировать элементы, чтобы они могли быть использованы в изделии.

Важно отметить, что временной интервал, занимаемый от проектирования до производства настолько мал, что всегда есть возможность исправить недоработки и довести деталь до совершенства, произвести работу над ошибками.

Возможность оперативной визуализации спроектированного позволяет обучающимся гораздо быстрее и эффективнее осваивать все тонкости и особенности будущей профессии.

Имея еще на этапе обучения непосредственное отношение к производственному процессу и выполняя реальные задачи по проектированию, обучающимся в будущем будет гораздо легче адаптироваться к работе на предприятии и влиться в инженерный коллектив.

3D Printing Technology with Elements of Information Technology used in the educational process

Kachalin A.M., Zadorozhnaya O.N.
MAI, Moscow

The trend of the recent years is the implementation of innovative tools into educational process at all levels whether it is secondary or higher education, that can significantly improve the quality of education and enhance higher levels standards among school leavers and alumni.

For the technical-oriented universities it is very important that the practical part of the educational process takes as much time as possible, and to allow students to see and evaluate the results of their activities. One of the tools that can put into life students' ideas and give an opportunity to touch the projected is an application of 3D printing technology.

Using the 3D printing entails the necessity for more in-depth study of a number of additional subjects such as mathematics, computer science, physics, modelling, engineering graphics, descriptive geometry, which contributes to self-development and growth of motivation for self-learning. New technologies make to develop the creative nature of students, promote their desires to implement the ideas, and help to develop creative thinking. It becomes possible to develop their own design of separate units and after printing to update and improve their own products.

Using the information technology students have an opportunity remotely in real-time monitoring the technological process of designed parts' production if they are in the room where 3D printer is located. It is especially important for the school children who are studying the 3D technology that the production of this or that detail can be

monitored by experts from higher education institutions who will give advice and suggest the best way to design the elements that can be further used in the product.

It is important to note that the time slot occupied from design to production is so small that there is always an opportunity to correct the defects and to bring the part to perfection, to make corrections on mistakes.

Possibility of a rapid visualization of designed allows students much more quickly and efficiently master all the intricacies and peculiarities of their future profession.

Even at the stage of training directly related to the production process and performing the actual task of design, in the future students will be much easier to adapt to work in the enterprise and to join the engineering team.

Изменение температуры сверла при сверлении печатных плат

Зве Маунг Маунг

МАИ, г. Москва

Известно, что на межсоединения электронных изделиях приходится примерно 30% отказов. Значительная часть этих отказов, так или иначе, связана с качеством переходных и монтажных отверстий. Преимущественным технологическим процессом получения отверстий до сих пор остается сверление. Возникновение дефектов связано в первую очередь с нагреванием сверла, которое происходит во время сверления за счет силы трения по задней поверхности сверла.

Уравнение теплового баланса для элемента стержня имеет вид

$$Q_1 + Q_2 + Q_3 = Q_4$$

где Q_1 – тепло, сообщенное элементу сверла благодаря теплопроводности; Q_2 – тепло, отдаваемое конвективным теплообменом со средой; Q_3 – тепло, выделяемое в результате трения по задней грани сверла; Q_4 – тепло, пошедшее на нагревание элемента сверла.

С учетом конкретных параметров мелкогабаритных сверл и свойств композиционных материалов процесс тепловыделения можно свести к классической задаче нагревания полубесконечного теплоизолированного стержня с внутренним постоянно действующим источником тепла.

Решение дифференциального уравнения нагревания для вершины сверла можно получить в виде $T(0, \tau) = \frac{1,1284 \mu N v}{\lambda s} \sqrt{\alpha \tau}$ где τ – время; μ – коэффициент

трения по задней грани сверла; N – сила резания; v – скорость точки приложения силы N ; λ – коэффициент теплопроводности материала сверла; α – коэффициент теплоотдачи; s – площадь поперечного сечения сверла.

Полученные соотношения позволяют производить предварительный расчет температуры сверла во время процесса сверления отверстий в печатных платах и, тем самым, определить количество циклов сверления, которое можно совершить без угрозы возникновения дефектов отверстий.

Temperature change of drill when drilling of printed circuit boards

Zwe Maung Maung

MAI, Moscow

It is known that interconnects of electronic products accounts for approximately 30% of failures. A significant portion of these failures are somehow related to the quality of transitional and mounting holes. Preferential technological process of obtaining the holes is still drilling. The occurrence of defects is primarily associated with the heating of the drill, which occurs during drilling due to friction at the rear surface of the drill.

The equation of heat balance for an element of the rod has the form

$$Q_1 + Q_2 + Q_3 = Q_4$$

where Q_1 – heat, that gives to this element of the drill due to the thermal conductivity; Q_2 – the heat given due to the convective heat exchange with the environment; Q_3 – heat generated by friction at the rear face of the drill bit; Q_4 – heat that is caused by the heating element of the drill.

Taking into account the specific parameters of small drills and properties of composite materials the process of heat dissipation can be reduced to the classical problem of heating a semi-infinite insulated rod with internal constantly operating heat source.

The solution of the differential equation for the heating of the drill point can be obtained in the form $T(0, \tau) = \frac{1,1284 \mu N v}{\lambda s} \sqrt{\alpha \tau}$ where τ – time; μ – coefficient of friction on

the back face of the drill; λ – heat conductivity coefficient of drill material; α – heat transfer coefficient; s – area of the cross section of the drill.

The relations obtained allow a preliminary calculation of the temperature of the drill during process of drilling holes in printed circuit boards and, thus, to determine the number of drilling cycles that can be performed without the risk of defects holes.

Оценка влияния конструктивно-технологических параметров на композитных конструкций

Зинин А.В.

МАИ, г. Москва

Характерная особенность процесса усталости конструкционных материалов – зависимость сопротивления усталости от многочисленных конструктивно-технологических факторов, большинство из которых значительно снижают показатели выносливости материалов. Для процесса усталости композиционных материалов вероятность появления таких негативных факторов возрастает в связи с объективной структурной неоднородностью и нестабильность технологических процессов изготовления композитных конструкций.

Для расчета параметров надежности композитных элементов с учетом конструктивно-технологических факторов может быть использовано трехмерное нормальное распределение случайной величины $X(x_1, x_2, x_3)$, где $x_1 = \sigma$ – остаточная прочность материала после наработки N циклов нагружения; $x_2 = \lg N$ – логарифм числа циклов нагружения; x_3 – значение характерного признака конструктивно-технологического параметра, (случайная величина, например,

толщина монослоя композита, диаметр отверстия под крепеж, радиус перехода и т.д.). В этом случае условное распределение $F_1(x_1 | x_2, x_3) = F_1(\sigma | \lg N, x_3)$, характеризующее распределение остаточной прочности материала σ при фиксированных значениях $\lg N$ и конструктивно-технологического параметра x_3 , также будет нормальным с математическим ожиданием $M_1\{x_1 | x_2, x_3\}$ и дисперсией $D_1\{x_1 | x_2, x_3\}$, определяемыми оценками математических ожиданий, дисперсий и коэффициентов парной корреляции случайных величин x_i , в соответствии с теорией функций нескольких случайных величин. Оценка параметров распределения производится по результатам испытаний на усталость методами множественной регрессии.

Для реального случая, когда $x_2 = \lg N$ и x_3 независимы, рассеяние величины остаточной прочности в зависимости от наработки и значения конструктивно-технологического параметра можно оценить коэффициентом вариации $v_1(x_1 | x_2, x_3)$, вычисленным через коэффициенты вариации величин x_i . Далее переход от коэффициента вариации к вероятности разрушения через интеграл ошибок по методу Ржаницына позволяет оценить надежность материала в зависимости от возможных случайных изменений конструктивно-технологического фактора.

Таким же образом могут быть получены числовые характеристики условного распределения $F_2(x_2 | x_1, x_3) = F_2(\lg N | \sigma, x_3)$, определяющего зависимость долговечности композитной конструкции от уровня действующих нагрузок и случайного значения конструктивно-технологического параметра.

Estimation impact to structural and technological parameters on the endurance composite structures

Zinin A.V.
MAI, Moscow

A characteristic feature of the fatigue process of structural materials - the dependence of the fatigue resistance of the numerous structural and technological factors, most of which significantly reduce the performance of materials endurance. For the process of fatigue of composite materials the probability of occurrence of such negative factors increasing due to the objective of the structural heterogeneity and instability of the manufacturing processes of composite structures.

To calculate the composite elements of the reliability parameters, taking into account structural and technological factors of three-dimensional normal distribution of the random variable $X(x_1, x_2, x_3)$, where $x_1 = \sigma$ - the residual strength of the material developments after N load cycles; $x_2 = \lg N$ - logarithm of the number loading cycles; x_3 - characteristic value structural and technological parameter (a random variable, such as thickness of a monolayer composite fastener hole diameter, the transition range, etc.). In this case, the conditional distribution of $F_1(x_1 | x_2, x_3) = F_1(\sigma | \lg N, x_3)$, characterizing the distribution of the residual strength of the material σ for fixed values of $\lg N$ and constructive-technological parameter x_3 , as is normal with mean $M_1\{x_1 | x_2, x_3\}$ and dispersion of $D_1\{x_1 | x_2, x_3\}$, determines an estimate of expectations, variances and coefficients of pair correlation of random variables x_i , according to the theory of functions of several random variables. Estimation of distribution parameters are the results of tests on the fatigue of multiple regression methods.

When $x_2 = \lg N$ and x_3 are independent, the scattering of the residual strength depending on the achievements and values of constructive and technological parameters can be estimated coefficient of variation $v_1(x_1 | x_2, x_3)$, calculated in terms of coefficients of variation values x_i . Next, the transition from the coefficient of variation in the probability of destruction through on Rzhantsin error integral method to evaluate the reliability of the material, depending on the possible accidental changes constructively and technological factors.

In the same manner may be prepared by the numerical characteristics of the conditional distribution $F_2(x_2 | x_1, x_3) = F_2(\lg N | \sigma, x_3)$, which determines the dependence of durability of composite structures on the level of operating loads and the random value is constructive-technological parameter.

Статистические методы оценки остаточной прочности композитных конструкций по результатам механических испытаний

Зинин Ф.А.

МАИ, г. Москва

Проблема надежности изделий из полимерных композитов дала толчок к разработке статистических моделей механического поведения, деградации свойств, истощения несущей способности и усталостного разрушения (микроуровень) и созданию расчетных методов (макроуровень) оценки характеристик сопротивления усталости конструкционных материалов на основе устойчивых и тесных вероятностных связях с характеристиками механических свойств материалов при кратковременном нагружении.

Наибольшие перспективы в этой области связаны с исследованиями закономерностей процессов деформирования композиционных материалов и деталей из них при кратковременном и циклическом нагружениях в вероятностной постановке, позволяющих прогнозировать основные механизмы разрушения и выносливость композитов по статистическим характеристикам свойств как отдельных компонентов композиции (волокон, матрицы), так и на основании корреляционных связей макроскопических параметров материала. Инструментами для этого служат статистические методы анализа взаимосвязей различных характеристик механических свойств композитных структур и их составляющих для установления корреляционных соотношений между ними и разработка расчетных моделей прогнозирования усталостных свойств композиционных материалов различной структуры.

Статистический анализ экспериментальных данных, представленных в отечественной и зарубежной литературе, а также полученных автором, позволяет считать статистически обоснованным использование уравнение кривой усталости полимерных композиционных материалов в экспоненциальном виде [1], с одним из параметров, равным пределу прочности композита при кратковременном нагружении. Такое представление экспериментальных результатов является по существу формализацией модели деградации прочности [2] композитов при циклическом нагружении, и может быть использовано для прогнозирования предела выносливости по результатам испытаний при кратковременном нагружении соответствующим видом деформации.

1. Степнов М.Н., Чернышев С.Л., Ковалев И.Е., Зинин А.В. Характеристики сопротивления усталости. Расчетные методы оценки. — М.: Технология машиностроения, 2010. —256 с.

2. Степнов М.Н., Агамиров Л.В., Зинин А.В., Котов П.И., Васильев Д.В., Кузьмин А.Е. Научные школы. Прочность машин и конструкций при переменных нагрузках. Москва, 2001.

Statistical methods for assessing residual strength of composite structures on results mechanical tests

Zinin F.A.

MAI, Moscow

The problem reliability of composites products gave impetus to development of statistical models of mechanical behavior, degradation of properties, the exhaustion of the bearing capacity and fatigue failure (micro level) and the creation of computational methods (macro) assessment of resistance of structural materials fatigue characteristics on the basis of sustainable and close probability with the characteristics of the links mechanical material properties under short-time loading.

The greatest prospects in the field related to studies of regularities of processes of deformation of composite materials and parts of them with short-term and cyclic loading in a probabilistic formulation, allowing to predict the underlying mechanisms of destruction and durability of composites according to the statistical characteristics of the properties of individual components of the composition (fiber matrix), and based on correlations of macroscopic material parameters. The tools for this are statistical methods for analysis of the relationship of various characteristics of the mechanical properties of composite structures and their constituents to establish the correlation relations between them and the development of computational models to predict the fatigue properties of composite materials with different structures.

Statistical analysis of the experimental data presented in domestic and foreign literature, and obtained by the author, suggests the use of statistically valid fatigue curve equation of polymeric composite materials in exponential form [1], one of the parameters equal to the limit of the composite strength at short-time loading. Such a representation of the experimental results is essentially a formalization strength degradation model [2] composites under cyclic loading, and can be used to predict the fatigue limit of the test results at short-term loading of the respective views of deformation.

1. Stepnov M. N., Chernyshev S. L., Kovalyov I. E., Zinin A. V. Characteristics of resistance of fatigue. Calculation methods of assessment, M.: Manufacturing engineering, 2010, 256 p.

2. Kotov P.I., Zinin A.V., Sukhov S.V. Practical fracture mechanics. Moscow. МАИ, 2012. Т. 2. -232 p.

Оценка качества трассировки печатных плат

Исаев В.В.

МАИ, г. Москва

Проблема оценки качества трассировки печатных плат (ПП) остро стоит на предприятиях, разрабатывающих электронно-вычислительную технику. При

трассировке одной и той же платы разными средствами можно получить различные варианты, часто значительно отличающиеся. Конструктор должен выбрать один из вариантов, основываясь на своем опыте и знаниях. Многие специалисты при оценке качества трассировки ПП учитывают только один фактор, влияющий на надежность печатных плат: количество переходных отверстий.

Безусловно количество переходных отверстий сильно сказывается на надежности печатной платы, так как при металлизации отверстий может возникнуть множество дефектов: микротрещины, отслоение металлизации, плохой контакт со слоями, неравномерность покрытия и т.д. Однако существует множество других факторов, зависящих от конструкторских решений, которые также значительно влияют на надежность печатной платы, такие, как:

- 1) Длина дорожек
- 2) Ширина дорожки
- 3) Расстояние между дорожками и контактными площадками
- 4) Толщина гарантированного пояса
- 5) Толщина медного покрытия
- 6) Количество слоев ПП
- 7) Габариты ПП

По отдельности многие факторы очевидны и понятны. Чем шире дорожка, тем меньше возможность разрыва контакта. Или чем ближе друг к другу дорожки, тем больше вероятность короткого замыкания при производстве ПП. Однако при рассмотрении всех факторов вместе возникают множество конструкторских вопросов, решение которых зачастую принимается на основе опыта, и не всегда является объективным и правильным.

В работе проанализированы основные факторы, влияющие на надежность печатных плат, рассмотрена связь между этими факторами и составлены пары факторов, влияющих друг на друга (например расстояние между дорожками и контактными площадками, толщина дорожек и габариты платы). В результате возможно создание алгоритма, позволяющего автоматизировать оценку качества трассировки ПП и, тем самым, облегчить работу конструктора.

Список используемой литературы:

1. Печатные платы: Справочник/ Под редакцией К.Ф. Кумбаза В 2-х книгах. Книга 2 Москва Техносфера 2011г
2. Данилова Е. А. «Классификация дефектов печатных плат». Труды Международного симпозиума «Надежность и качество» том 1 / 2013Ф

Quality appraisal of printed circuit boards routing

Isaev V.V.
MAI, Moscow

The problem of quality appraisal of printed circuit boards (PCB) routing is major for enterprises developing electronic computer facilities. While routing the same board using different means, it is possible to get different versions of routing, which often can be prominently different. Engineer should choose one of the variants on the back of his (or her) own experience and knowledge. During the quality appraisal of PCB design various specialists consider only one factor affecting on the reliability of printed circuit boards: amount of vias.

Unquestionably, the amount of vias greatly affects on PCB reliability because during the metallization of the vias a number of faults can occur: hairline fractures, detachment of metallization, bad contact with layers, non-uniformity of metal cover etc. But there are plenty of other factors related to engineering decisions, which also affect PCB reliability dramatically, like:

- 1) Tracks length;
- 2) Track width;
- 3) Distance between tracks and pads;
- 4) Thickness of the guaranteed belt;
- 5) Thickness of copper cover;
- 6) Amount of PCB layers;
- 7) PCB dimensions.

Singularly, lots of factors are evident and reasonable. Wider the track, lower the possibility of contact breaking. Or closer the tracks to each other, higher the possibility of short circuit during the PCB production. But when considering all the factors together, there are a lot of designing questions appear, which are usually solved basing on experience and not always can be impersonal and correct.

This paper analyzes major factors affecting on printed circuit boards reliability, examines connection between these factors and creates pairs of factors which can influence each other (e.g. distance between tracks and pads, tracks thickness and board dimensions). As a result, it is possible to create an algorithm which allows to automatize the quality appraisal of PCB routing and thus to simplify the work of product design engineer.

Исследование процесса лазерной металлообработки с теплоотводом

Исаков В.В.

ЦИАМ, г. Москва

Работа посвящена обоснованию технологической целесообразности применения искусственного охлаждения при лазерной обработке узлов и деталей авиационной техники. В докладе приведено сопоставление лазерных технологий сварки и наплавки с традиционными методами. Превосходство лазерной обработки состоит в минимальной величине зоны термического влияния и высокой скорости структурно-фазовых превращений. Установлены ограничения препятствующие проявлению главных преимуществ лазерного метода при обработке сложно-контурных листовых заготовок, корпусных узлов и объемных деталей из труднообрабатываемых сталей и сплавов.

В докладе предлагается, используя современные представления о поведении сложных нелинейных динамических систем, рассматривать процесс лазерной обработки с теплоотводом как эволюцию самоорганизующейся неравновесной системы с дискретным временем. Анализировали процесс формирования сварного шва на основе модели ограниченного роста глубины проплава. Для повышения наглядности и уменьшения объема вычислений процесс интерпретировали с помощью рекуррентного соотношения вида $X_{n+1} = \mu X_n(1 - X_n)$, где μ - параметр отождествляющий конкуренцию между теплоложением и теплоотводом. Приведены графические результаты моделирования, позволяющие определить оптимальные параметры лазерного воздействия в условиях управляемого теплоотвода. Расчётные зависимости свидетельствуют

также о возможности перехода искомой системы в хаотический и автоколебательный режимы.

Экспериментально процесс лазерной сварки и наплавки изучали на модельных образцах из трубчатых заготовок диаметром 4,0 - 7,0 мм сплава ХН60ВТ в импульсном и непрерывном режимах с интенсивным охлаждением зоны лазерного воздействия. Сварку и наплавку образцов выполняли на роботизированном комплексе LaserWeld10R120, оснащённом универсальной головкой в линзой фокусом 500 мм. Сопоставление расчётных и экспериментальных данных показали хорошую сходимость.

Металлографический анализ лазерных зон выявил чешуйчатую структуру и мелкозернистое выделение фаз, что согласуется с автоволновой моделью кристаллизацией расплава при лазерной обработке.

Представлены результаты измерений сваренных и наплавленных образцов, которые показали, что интенсивный теплоотвод позволил снизить уровень остаточных деформаций в лазерно-сваренных деталях в 8 – 10 раз.

A study of the process of laser metal manufacturing with heat sink

Isakov V.V.
CIAM, Moscow

The paper substantiates the technological feasibility of the use of artificial cooling during laser processing of components and parts of aircraft. The report provides a comparison of laser technologies of welding and surfacing with traditional methods. Superiority of laser processing is the minimum heat affected zone and the high speed of structural phase transformations. Restrictions, inhibiting the expression of the main advantages of laser method in the treatment of difficult-contoured sheet metal, frame assemblies and large parts from difficult to machine steels and alloys.

The report proposes using a modern understanding of the behavior of complex nonlinear systems; consider the process of laser processing with heat sink as the evolution of self-organizing systems discrete-time. Analyzed the process of formation of the weld based on the model of limited growth depth of the melt. To improve the visibility and reduce the amount of calculations the process was interpreted using the recurrence relation of the form $X_{n+1} = \mu X_n(1-X_n)$ where μ is the parameter identifying the competition between heat input and heat sink. Given the graphical results of the simulation, allowing determining the optimal parameters of laser action in the context of controlled heat sink.

The calculations also show the possibility of transition of the required system in the chaotic and oscillatory regimes.

Experimentally, the laser welding process and welding was studied on model samples of tubular workpieces with a diameter of 4.0 -7.0 mm alloy ХН60ВТ in pulsed and continuous modes with intensive cooling of a zone of laser influence. Welding and cladding of samples were carried out on robotized complex LaserWeld10R120, equipped with a universal head with a lens of 500 mm. The comparison of calculated and experimental data showed good convergence.

Metallographic analysis of laser areas has revealed a scaly structure and a fine-grained identification of the phases, which is consistent with auto wave model of melt crystallization during laser processing.

The results of measurements of welded and weld samples, which showed that intensive the heat sink helped to reduce the level of residual strain in laser-welded parts in 8 – 10 times.

Прогнозирование прочности и долговечности болтовых соединений композитных конструкций

Зинин А.В., Кайков К.В., Морозов Л.Н.

МАИ, г. Москва

Основные проблемы обеспечения прочности и долговечности болтовых соединений элементов конструкций из композиционных материалов связаны с их невысоким сопротивлением срезу и смятию [1]. Циклические нагрузки, которым подвержены элементы авиационной техники, приводят к нарушениям целостности стыка, ослабления затяжки соединений, и, как следствие, усталостным повреждениям деталей и панелей из композитных материалов [2]. Чаще всего это сопровождается развитием расслоения композита в зоне контакта и приводит к окончательному отказу соединения в виде специфического разрушения большой области композитного элемента.

Целью данной работы является разработка методики прогнозирования несущей способности болтовых соединений композитных конструкций при кратковременном и циклическом нагружении с учетом особенностей механического поведения металл-композитных болтовых соединений. Расчетно-экспериментальным путем проведена оценка влияния таких конструктивных параметров соединений как соотношение диаметра отверстия под болт и ширины пластины, величины предварительной затяжки соединения и угла вырезки композитных образцов по отношению к главному направлению армирования исследованных материалов.

Расчеты показывают, что сжатие в трансверсальном направлении, вызванное затяжкой болта, изменяет не только концентрацию напряжений в зоне отверстия, но и величину градиента напряжения в поперечном направлении. Отмечено, что влияние предварительной затяжки соединения на остаточную прочность при действии циклических нагрузок более существенно, чем при кратковременном нагружении. Испытания показывают, что при затяжке моментом $M = 40$ Нм соединения предел прочности увеличился на 5 %, тогда как предел выносливости на базе 10^3 циклов - на 10,5 %.

1. Зинин А.В., Дедова М.Н., Абрамова Е.А. Усталость и разрушение болтовых соединений композитных конструкций при малоцикловом нагружении. В сб.: Решетневские чтения. Материалы IX Международной научной конференции / Красноярск, 2005. с. 150-152.

2. Зайцев Г.П., Зинин А.В., Болотников Б.И., Ганюшкин Ю.П. Влияние концентрации напряжений на несущую способность болтового соединения элементов конструкций из композиционных материалов. Деп. рукопись № Д 053399, 24.09.1983

Predicting strength and durability of bolted joints composites structures

Zinin A. V., Kaikov K. V., Morozov L. N.

MAI, Moscow

Problems of providing strength and durability of the bolted joints of structural composite elements are related to their low resistance to shear and crushing. Cyclic loads, which are subject to the elements of the aviation technology, lead to violations of the joint density, loosening joints, and, as a consequence of fatigue damage of parts and composites panels. Most often, this is accompanied by the development of composite bundles in the contact zone leads to the eventual failure of bolted joints in the form specific fracture the large area of composite element.

Object of this report is to develop methods to predict the bearing capacity of bolted joints of composite structures under static and cyclical loading, taking into account the characteristics of the mechanical behavior metal-composite bolted joints. Settlement and experimentally evaluated influence of the design parameters bolted joints as the ratio bolt's diameter and the width of plate, the value of pre-tightening connections and angle cutting of composite samples with respect to main direction reinforced of the materials studied.

Compression in the transverse direction caused by the tightening bolt, not only changes the concentration of stresses in the hole area, but also the size in transverse direction of the stress gradient. It is noted that the effect of pre-bolted joints tightening to the residual strength of cyclic loads is more important than pressure-loading. Tests show that the tightening torque $M = 40 \text{ Nm}$ Connection tensile strength increased by 5%, whereas fatigue strength based on 10^3 cycles - by 10.5%.

Интегральные конструкции из композиционных материалов в авиационной и космической технике

Чарквиани Р.В., Камалиева Р.Н.

СНИУ, г. Самара

В данной работе рассматриваются основные методы повышения весовой эффективности нерегулярных зон конструкций из композиционных материалов с учетом условий эксплуатации, распределения нагрузок и силовой работы.

В авиационной и космической технике существует большое количество конструкций обладающих множеством стыков и соединений, которые являются источниками нерегулярностей напряженно-деформированного состояния. При проектировании высоконагруженных узлов и агрегатов наилучшим решением является минимизация количества деталей и переход к цельноформованным композиционным интегральным конструкциям.

Применение интегральных конструкций дает возможность уменьшить количество крепежных и подкрепляющих деталей и как следствие, значительно снизить массу будущего изделия при сохранении прочностных характеристик. Кроме того, сокращается технологический цикл и обеспечивается размеростабильность конструкции, а так же снижаются напряжения, вызванные разницей коэффициентов линейного температурного расширения.

Основными методами изготовления интегральных конструкций из полимерных композиционных материалов являются методы, основанные на трансферных технологиях, таких как вакуумная инфузия iRTM (Resin Transfer Moulding). Эти технологии представляют собой процесс пропитки и формования композиционных материалов в формообразующей оснастке либо под давлением, когда связующее инжектируется в закрытую матрицу, которая содержит наполнители или преформы, либо под действием вакуума. Помимо трансферных

технологий используется традиционная препреговая технология. В докладе даётся оценка эффективности применения различных технологий в зависимости от требований и особенностей конструкции.

Рассматриваются основные конструктивно-технологические решения направленные на повышение степени интегральности конструкции, снижение их массы и стоимости. Приводятся примеры применения интегральных конструкций в существующих летательных аппаратах.

Integral constructions made of composite materials in aviation and space technology

Charkviani R. V., Kamaliev R. N.
SNRU, Samara

This paper examines the main methods of increasing the weight efficiency of irregular zones of structures made of composite materials based on their operating conditions, load distribution and force transfer path.

In aviation and space technology there are many structures having a lot of joints and connections, which are sources of irregularities in the stress-strain state. In the design of highly loaded components and assemblies the best solution is to minimize the number of parts and the transition to composite integral structures molded at the same time.

Application of integral structures allows to reduce the number of fasteners and to support parts and as a consequence, significantly to reduce the weight of future products while maintaining strength properties. Furthermore, it allows to reduce process cycle and provides dimensional stability of construction and also reduces the stresses caused by the difference of temperature linear expansion coefficients.

The main methods of manufacturing integral designs from polymeric composite materials are the methods based on transfer technologies such as vacuum infusion and RTM (Resin Transfer Moulding). These techniques represent process of impregnation and molding process of the composite onto a tool surface. Sometimes resin is injected into a closed mold that contains the fiber preform or filler under pressure, sometimes under vacuum. In addition to the transfer technologies traditional prepreg technology is used. Evaluating the effectiveness of various technologies, depending on the requirements and design features is given in the report.

The main design and technological solutions aimed at increasing the degree of integral structures, reducing their weight and cost are considered. Examples of application of integral structures in existing aircraft are given.

Экспериментальные результаты восстановления прочностных характеристик конструктивно-подобных образцов авиационных конструкций из ПКМ с низкоэнергетическими ударными повреждениями

Качарова И.Н., Кажичкин С.В., Никуленко А.А., Пученков А.Л., Титов С.А.
ЦАГИ, г. Жуковский

Обеспечение практического применения ПКМ в конструкции планера самолета наряду с другими факторами связано с разработкой эффективных способов их ремонта.

Один из них является установка металлической вставки, вклеиваемой в ремонтируемую зону, с предварительным натягом.

Для определения диапазона рационального значения предварительного натяга проведен численный расчет эффективности ремонта в зависимости от величины посадки Δ [мм].

Дана расчетная оценка несущей способности панели, отремонтированной с введением дополнительной металлической накладки, с учетом явления потери устойчивости накладки.

При оценке несущей способности приготовления образцов перед их испытаниями были использованы известные критерии прочности для композиционных материалов:

«Мизеса-Губера», «Цая-Хилла», «Максимальных напряжений».

В результате расчетной оценки, установлена потенциальная возможность восстановления прочности.

В результате разработана методика оценки прессовой посадки Δ [мкм], обеспечивающей максимальное восстановление прочности панели после ремонта, с помощью металлической вставки. Проведена экспериментальная оценка предложенных конструктивно-технологических решений ремонта панелей, после нанесения ударных повреждений.

Some results of the strength restoration characteristics in PCM full-scale aircraft structures samples with low-energy impact damages

Kacharava I.N., Kazhichkin S.V., Nikulenko A.A., Puchenkov A.L., Titov S.A.
TsAGI, Zhukovsky

Providing practical application of polymeric composite materials (PCM) in the aircraft airframe, along with other factors, linked to the development of effective methods of their repair.

One of them is the installation of a glued metal fitting piece into the repair area with tension.

To determine the rational preload value range a numerical calculation of the efficiency of repair, depending on the Δ [mm] tension value, was conducted.

The estimate of the bearing capacity of the panel, renovated with the introduction of additional metal lining, taking into account the phenomenon of buckling plates, was set.

In valuation of bearing ability for preparing samples prior to test following well known strength criteria for composite materials were used: "Mises-Huber", "Tsai-Hill", "Maximum stress".

As a result of estimation potential recovery strength was set.

As a result, methodology of estimating of the Δ [mm] tension, ensuring maximum recovery of panel strength after repair, with metal inserts was developed. Experimental evaluation of the proposed design and technological solutions for repairing panels, after application of shock damage, was conducted.

Использование модифицирующего флюса-суспензии при изготовлении конструкций с перекрещивающимися швами из сплавов системы алюминий-магний

Кошелев А.О., Никитина Е.В., Алексеев И.А.
МАИ, г. Москва

Главным требованием к технологии получения сварных узлов изделий ракетной техники (помимо обеспечения заданного уровня и стабильности удельных механических свойств соединений), является обеспечение возможно меньшего объема исправляемых подваркой после пооперационного контроля дефектов.

При получении сварных конструкций из сплавов АМг6 и 1570 оболочкового типа лимитирующим являются выполнение перекрещивающихся швов. Именно в местах пересечений наиболее нагруженных прямолинейных швов с присоединяющими очередную секцию кольцевыми швами образуется наибольшее число трудно исправляемых подваркой внутренних дефектов (пор, оксидных включений, трещин). Кроме того из-за формирования неблагоприятной, более грубой структуры второго шва, значительно менее пластичной, снижается работоспособность конструкции в целом. В связи с этим в качестве параметра оптимизации при отработке технологии сварки использовался показатель объема исправляемых дефектов (1-й ранг) и главный пороговый показатель – пластичность сварного соединения (2-й ранг).

Металлургическая обработка сварочной ванны опытным составом рафинирующего флюса-суспензии системы $AlF_3-LiF-CaF_2$ позволила на 10-15% снизить содержание газов в металле шва и на 20% снизить количество оксидных включений. Однако при выполнении второго (перекрещивающегося) шва даже при использовании флюса из-за повышения жесткости конструкции и меньшей пластичности переплавляемого литого металла резко снижается пластичность шва. В значительной степени снижение пластичности второго шва связано с формированием неблагоприятной структуры в центральной зоне с крупными выгнутыми вдоль оси шва кристаллитами, и в меньшей степени – с повторным термическим воздействием.

Для повышения пластичности металла шва было предложено включить в состав рафинирующего флюса модифицирующие добавки, а также изменить схему кристаллизации, применив импульсное питание дуги.

Дополнительными компонентами являлись: гексафтороалюминат цезия Cs_2AlF_6 и тетрафторида церия CeF_4 . Обменные реакции между расплавленным и газообразным CeF_4 и сварочной ванной приводят к: переходу церия в расплав и микролегированию всего объема сварочной ванны. Образование интерметаллидов церия ($CeAl_3$, $CeAl_4$, $CeSi_2$, CeB_2 , причем фаза $CeAl_4$ находится в равновесии с присутствующей в фазовом составе сплавов B_2Al), являющихся готовыми центрами кристаллизации, позволяет видоизменить механизм кристаллизации сплава и воздействовать на его завершающую стадию, обеспечивая более высокую пластичность металла.

Совместное введение фтороалюмината цезия, тетрафторида церия в предлагаемом соотношении позволяет за счет образования целой группы

комплексных ионов $(AlF_6)^{3-}$, $(AlF_4)^-$, $(BF_4)^-$ и простых ионов $(Cs)^+$, $(Ce)^{4+}$, значительно повысить активность флюса.

Использование модифицирующего флюса в комбинации с импульсным питанием дуги (используя режимы с малой жесткостью G и небольшой продолжительностью цикла:

$G = \tau_n / \tau_u = 0,57 \div 0,86$, $\tau_u = \tau_u + \tau_n = 0,26 \div 0,58$ с, (шаг точек - 1,4 ÷ 3,2мм.) позволило не только снизить содержание пор и оксидных включений в шве (количество подварок для исправления брака снизилось на 15 %), но и сформировать и в первом и во втором шве мелкозернистую равноосную структуру и 15-20% повысить пластичность металла шва.

Use of a modifying flux-suspension in the manufacture of structures with intersecting seams of alloys of aluminum-magnesium system

Koshelev A.O., Nikitina E.V., Alekseev I.A.

MAI, Moscow

The main requirement to the technology of welded assemblies manufacturing rocketry (in addition to providing a given level and stability of the specific mechanical properties of the compounds), is to provide the smallest possible volume corrected jelly after control of operational defects.

Upon receipt of welded structures of alloys 1570 and AMg6 shell type are limiting the implementation of intersecting joints. It is at the intersection of the most loaded straight seams join another section of the circumferential welds produced the greatest number of hard jelly corrected internal defects (pores, oxide inclusions, cracks). In addition to the formation of unfavorable rougher second seam structure, much less ductile, decreases overall efficiency of the design. In this regard, as a parameter optimization when developing welding technologies used indicator of volume corrected defects (1st rank) and chief threshold - the ductility of the welded joint (2nd rank).

Weldpool metallurgical treatment experienced refining flux composition slurry- AlF_3 -LiF- CaF_2 system allowed a 10-15% reduction in gas content in the weld metal and to reduce the amount of oxide inclusions is 20%. However, when performing the second (intersecting) the weld even with the use of flux due to increased rigidity and ductility at remelted cast metal sharply reduced joint flexibility. Substantially reduction in the second weld ductility due to the formation of unfavorable structure in the central zone with the major axis extended along seam crystallites and to a lesser degree - with repeated thermal action.

To improve the ductility of the weld metal it was suggested to include in the refining flux builders, as well as change the crystallization scheme by applying a pulsed arc power.

Additional components are: Cs_2AlF_6 cesium and cerium CeF_4 . The exchange reaction between gaseous and molten weld pool CeF_4 and lead to: the transition of cerium in the melt and microalloying total volume of the weld pool. The formation of intermetallic cerium ($SeAl_3$, $SeAl_4$, $CeSi_2$, SeV_2 , and $SeAl_4$ phase is in equilibrium with the present in the phase composition B_2Al alloys) that are ready crystallization centers, allows to modify the alloy crystallization mechanism and influence its final stage, providing higher ductility of the metal.

Co-administration of cesium Cs_2AlF_6 , cerium CeF_4 in the proposed ratio allows due to the formation of a whole group of complex ions $(AlF_6)^{3-}$, $(AlF_4)^-$, $(BF_4)^-$ and simple ions $(Cs)^+$, $(Ce)^{4+}$, significantly increase the activity flux.

Using flux modifier in combination with a pulsed arc power (modes using low rigidity G and the short duration of the cycle:

$$G = \tau_n / \tau_u = 0,57 \div 0,86, \tau_u = \tau_u + \tau_n = 0,26 \div 0,58 \text{ s (dots step - } 1,4 \div 3,2 \text{ mm)}$$

allowed not only to reduce the content of pores and oxide inclusions in the weld (the number of correcting defects in welds for correcting marriage decreased by 15%), but also to form in the first and second seam fine grain equiaxed structure and 15-20% increase ductility of the weld metal.

Совершенствование технологии формообразования листовых материалов в условиях сухого трения

Копкина А.О.

Авиастар-СП, г. Ульяновск

Развитие конструкции самолета приводит к усложнению конструктивных форм, повышению жесткости конструкции планера и точности его внешних обводов.

Значительную роль в решении этой задачи играет объемная оснастка для изготовления деталей внешних обводов из листа обтяжкой.

Применение традиционных материалов не обеспечивает точность и стабильность, имеет высокую трудоемкость и длительный цикл изготовления.

Вторичный алюминиевый сплав является наиболее подходящим материалом, который подходит под все требования.

Преимущества алюминиевого сплава:

- обеспечивает стабильность процесса формообразования деталей больших размеров одинарной, двойной кривизны обтяжкой на высокопроизводительном прессовом оборудовании;

- обеспечивает полную взаимозаменяемость деталей самолета.

В настоящее время на предприятии АО «Авиастар-СП» при формообразовании обшивок возникают царапины, имеет место переход материала пуансона в материал обшивки, что снижает коррозионную стойкость.

Дефекты проявляются не сразу, а только после завершающей операции: анодирования обшивки, т.е. практически, когда она изготовлена. Кроме того, крепления отверстий приводят к дополнительным повреждениям поверхности обшивки и обтяжного пуансона.

Учитывая, что в действующем производстве применяют смазки при формообразовании обшивок, а также пористую структуру поверхности обтяжного пуансона, поры поверхности заполнены смазкой, что не даст возможности прочного сцепления покрытия с поверхностью обтяжного пуансона.

Преимущества технологии заключается в повышении качества поверхности, что позволит исключить повреждение обшивки, а также снизит коэффициент трения при формообразовании.

Improving the technology of forming of sheet materials under conditions of dry friction

Koshkina A.O.

Aviastar-SP, Ulyanovsk

Development of the aircraft structure complicates the design of forms, increasing the rigidity of the airframe and the accuracy of its outer contours.

An important role in this task plays a volume inventory for the manufacture of parts of the external contours of the sheet wrapped with.

The use of traditional materials do not provide the accuracy and stability, it has a high labor intensity and long manufacturing cycle.

Secondary aluminum alloy is the most suitable material, which is suitable for all requirements.

The advantages of aluminum alloy:

- ensures the stability of the process of forming parts large single, double wrapped with curvature on the high-press equipment;
- ensuring full interchangeability of parts of the aircraft.

Currently, the company JSC “Aviastar-SP” there are scratches in forming skins, there is a transition of the punch material sheathing material, which reduces the corrosion resistance.

Defects occur immediately, but only after the final operation: anodizing plating, ie, practically, when it is made. In addition, mounting holes result in additional damage to the surface of the skin and Pulling punch.

Given that the current production of the lubricant used in forming skins, as well as porous surface Pulling punch, surface pores are filled with grease, which will prevent lasting adhesion of the coating to the surface of the punch Pulling.

Advantages of the technology is to improve the surface quality, which will prevent damage to skin and to reduce the coefficient of friction during shaping.

Прогнозирование механических характеристик аэрокосмических изделий из коротко армированных композитов на основе многоуровневого подхода

Куркин Е.И., Садькова В.О.

Самарский университет, г. Самара

Целью работы является разработка многоуровневой модели аэрокосмических конструкций из короткоармированных композиционных материалов. В качестве предмета исследования выбраны ответственные элементы аэрокосмических конструкций – проушины для передачи сосредоточенных сил в местах стыковки агрегатов. Для прогнозирования механических характеристик рассматриваемых материалов, изготавливаемых литьём, стоит острая потребность в математическом моделировании методами гидродинамики с последующей верификацией полученных результатов экспериментальным методом. Характеристики изделий, получаемых путем инъекционного формования, зависят от всех стадий изготовления. Направления армирующих волокон задаются во время литья. Область заготовки, из которой будет вырезана деталь, определяется в процессе механической обработки. Нагрузки на изделие зависят от способов его эксплуатации. Поэтому прогнозирование механических

характеристик таких изделий требует многоуровневого подхода – последовательного моделирования процессов литья, механической обработки и нагружения.

В ходе работы решены следующие задачи:

- моделирование процесса литья пластин для последующей вырезки из них изделий в программном комплексе Moldex 3D;
- создание модели короткоармированного композиционного материала в системе DIGIMAT с учетом направления волокон в изделии по результатам механической обработки заготовки;
- расчет напряженно-деформированного состояния изделий из короткоармированного композиционного материала в системе ANSYS.

Выполнен гидродинамический расчет литья пластины в программном комплексе Moldex 3D. Построено поле распространения фронта литья, представлены распределения температуры и давления расплава. Рассчитано векторное поле ориентации армирующих волокон, что позволяет корректно учитывать анизотропию характеристик композиционного материала при проведении прочностных расчетов. Создана модель короткоармированного композиционного материала. На основании построенной многоуровневой модели определены поля модуля перемещений и эквивалентных напряжений, а также оценена овализация отверстия. Получены графики овализации отверстия и максимальных эквивалентных напряжений в зависимости от растягивающей силы и типа проушин.

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта № 16-31-60093 мол_а_дк.

Forecast of mechanical characteristics of aerospace products from composites reinforced with short fibers on the basis of multilevel approach

Kurkin E.I., Sadykova V.O.
Samara University, Samara

The work objective is development of multilevel model of aerospace designs from fiber composite materials. The strength members of aerospace designs are the lugs for transfer of the concentrated forces in gateway of units are chosen as research subject. For forecasting of mechanical characteristics of the considered materials made by casting process it is necessary to carry out mathematical modeling by hydrodynamics methods with the verification of the attained results by experimental method. Products characteristics received by injection formation depend on all stages of production. The directions of the reinforcing fibers are set during casting process. The area of blank part from which the part will be cut out, is defined in process of mechanical operation. Loads on product depend on ways of its maintenance. Therefore forecast of mechanical characteristics of such products demands multilevel approach: sequential simulation of casting processes, mechanical operation and loading.

During work the following tasks are solved:

- modeling of casting process of plates for the cutting of products in the program complex Moldex 3D;

- model development of the composite material reinforced with short fibers in DIGIMAT system taking into account fiber orientation in product by results of mechanical operation;
- calculation of the stress-strain state of products from fiber composite material in ANSYS system.

Hydrodynamic calculation of casting of plate in program complex Moldex 3D showed full passing of casting front and allowed to define detailed information about process of filling of casting mould, including temperature distribution and pressure distribution of hot melt. The vector field of orientation of reinforcing fibers is calculated that allows to consider correctly anisotropy of characteristics of composite material when carrying out strength calculations. The model of fiber composite material is created. The fields of module of deformations and equivalent stress are defined on the basis of constructed multilevel model. The schedules of hole elongation and maximum equivalent stresses are received depending on stretching force and type of lugs.

The reported study was funded by RFBR according to the research project No. 16-31-60093 mol_a_dk.

Разработка технологических процессов и управляющих программ механической обработки деталей

Ледянкин М.А.¹, Сосов А.В.¹, Федотов Ю.А.²

¹КНИТУ-КАИ, ²КАЗ им. С.П. Горбунов - филиал Туполев, г. Казань

Качественные технологические процессы и управляющие программы являются основой роста производительности труда и, как следствие, повышения прибыльности при внедрении новых изделий.

Процесс разработки и внедрения технологий и управляющих программ включает несколько этапов, начиная от построения математической (электронной) модели детали.

1. Построение математической модели детали и заготовки.

Создание твердотельного макета детали является первичным этапом разработки управляющих программ для оборудования с ЧПУ.

Перед построением макета проводится анализ конструкторской документации (чертежа) детали с уточнением вопросов, учитывающих особенности оборудования, на котором планируется изготовление детали.

2. Проектирование технологической оснастки.

Проектирование специальной технологической оснастки для установки и крепления заготовки на столе станка осуществляется в соответствии с разработанной концепцией технологического процесса в среде «Моделирование» и «Сборка» NX с последующим оформлением конструкторской документации в среде «Черчение» NX в соответствии с требованиями ЕСКД.

3. Разработка управляющей программы.

Разработка управляющей программы начинается с подбора режущего инструмента (под конкретный материал детали) и генерации движения инструмента в среде «Обработка» NX с использованием своего инструмента или из базы данных NX.

Разработанные траектории инструмента выводятся на постпроцессор с проверкой в системах вне станочного контроля непосредственно в среде «Обработка» NX. Это позволяет гарантировать качество выполненной проверки.

4. Внедрение и отладка техпроцесса и управляющей программы.

На этапе внедрения технологического процесса механической обработки детали проводится оптимизация режимов резания и отработка управляющей программы. Результат этапа – отлаженный техпроцесс и оформление технологической документации.

Качественные технологические процессы и управляющие программы в 5-8 раз позволяют сократить машинное время и обеспечить рост производительности труда предприятия машиностроения.

Design of processing activity and control programs for machining

Ledyankin M.A.¹, Sosov A.V.¹, Fedotov Y.A.²

¹KNRTU-KAI, ²KAP named Gorbunov, filiation of Tupolev, Kazan

Processing activity of high quality and control programs are the basis of job productivity growth and, as a result, of the increase of profitability at new products integration.

The process of development and integration of technologies and control programs includes a number of stages starting from a mathematical (electronic) model generation.

1. Mathematical (electronic) model of a component part and a raw part generation

Development of a solid breadboard of a component part is a primary stage of development of control programs for NC machine tools.

Before building up a breadboard it is necessary to analyze the design documents (layouts) and check the points referring to the peculiarities of the machine tool on which the component part is planned to be manufactured.

2. Constructional design of machining attachments

Constructional design of special machining attachments for installation and fixing the raw part on the machine platen is produced according to the conception of the technological process in the modes “Modelling” and “Assembling” developed in the NX program. After this, the design documentation is executed in the mode “Plotting” according to the requirements of the Unified System of Design Documentation.

3. Control program design.

The control program design starts with the selection of a proper cutting tool (for a particular material) and the generation of a tool contour in the mode “Work” in the NX program, using a tool from the NX database or an other tool.

Created contours are downloaded to the post processor and are checked by off-machine control systems directly in the mode “Work” in the NX program. This allows to guarantee the quality of the product.

4. Integration and adjusting of the processing activity and the control program.

At the stage of integration of the processing activity of the machining, a cutting mode optimization and control system adjusting are produced. This stage allows to get an efficient processing activity and to execute engineering records.

Processing activity of high quality and control systems allow to reduce the productive machine time by 5-8 times and to increase the job productivity of a

machine building enterprise.

Обзор современных методов ремонта конструкций из композиционных материалов

Мельникова Е.С., Чарквиани Р.В.
Самарский университет, г. Самара

Композиционные материалы (КМ) – это материалы, представляющие из себя гетерофазную систему, состоящую, как правило, из пластичной основы (матрицы), армированной наполнителями, обладающими высокой прочностью и жесткостью. Сочетание разнородных веществ приводит к созданию нового материала, свойства которого количественно и качественно отличаются от свойств каждого из его составляющих.

Целесообразность использования КМ в конструкциях обусловлена высокой удельной прочностью, значительно превосходящей прочность традиционно используемых конструкционных сплавов. Благодаря данному качеству, изделия из КМ получаются легче при той же прочности и жесткости. Ввиду своих уникальных свойств композиты широко используются в аэрокосмических конструкциях. Длительный срок эксплуатации летательных аппаратов вызывает дополнительное требование к конструкциям из КМ, – ремонтпригодность.

Существует множество способов ремонта конструкций из композитов.

- Для ликвидации царапин используют эпоксидно – полиамидные клеи, образующие на месте дефекта вакуумнопрочный шов.
- Восстановление обшивки сотовой конструкции производится вклеиванием вставки сотозаполнителя и установкой заплат из отдельных слоев препрега на зону ремонта.
- Устранение трещин производится с помощью наклеивания заранее изготовленных заплат.

Выбор зависит от типа конструкции и вида дефекта. После ремонта конструкции из КМ позволяют сохранить гладкость обшивки и аэродинамический контур, что положительно сказывается на аэродинамических характеристиках самолета. В отличие от металлических изделий, при ремонте конструкций из КМ используют высокоэффективные в массовом отношении клеевые соединения, что приводит к минимизации прироста массы конструкции после ремонта. С возникновением новых технологий, таких как вакуумная инфузия, появляется возможность повышения качества ремонта конструкций из КМ. Однако, как и металлические структуры, они становятся тяжелее и жестче, что в значительной мере влияет на собственные частоты колебаний конструкции. Данный аспект необходимо учитывать на этапе проектирования для улучшения эксплуатационных характеристик.

Review of modern repair methods of composite material structures

Melnikova E.S., Charkviani R.V.
Samara University, Samara

Composite materials (CM) – are materials, which represent the heterophasic system consisting typically of a plastic base (matrix) reinforced with fillers possessing high strength and rigidity. Combination of dissimilar materials results in the creation of a

new material whose properties are quantitatively and qualitatively different from those of each its parent components.

The feasibility of using CM in structures is due to its high specific strength, which is much higher than the strength of traditionally used structural alloys. Owing to this quality, the product obtained from CM is lighter at the same strength and stiffness. Because of their unique properties, composites are widely used in aerospace structures. Long service life of aircraft brings about an additional requirement in CM structures - maintainability.

There are many ways to repair composite material structures:

- Epoxy – polyamide resin, that form on the site of the defect of hermetic joint are used to eliminate the scratches.

- Restoration of the panelling of the honeycomb by gluing insert of honeycomb and patching of the individual plies of prepreg on the repair area.

- Elimination of cracks by gluing prefabricated patches. The choice of repair type depends on the type of design and the nature of defect.

After repairs, CM structures maintain smoothness of the covering and aerodynamic profile and this has a positive effect on the aerodynamic properties of the airplane. Unlike metal products during repair of CM structures high performance adhesives are usually used in a weight ratio to the glued parts. This helps in minimizing weight increase of the structure after repairs. With the emergence of new technologies such as vacuum infusion, it is possible to improve the quality of repair of the CM designs. However, as metal structures, they become harder and stiffer, which greatly influences the natural frequencies of vibrations of the structure. This aspect must be taken into account at the design stage to improve performance.

Разработка испытательного стенда для исследования эрозийного износа защитных покрытий сверхзвуковых летательных аппаратов

Никитин А.А., Добровольский С.В.

МАИ, г. Москва

Для летательных аппаратов, стартующих в условиях большой концентрации пыли в воздухе и летающих на околозвуковых и сверхзвуковых скоростях на высотах до нескольких сотен метров, исследование эрозийного износа покрытий поверхностей при воздействии твердых частиц, находящихся в воздухе, является одним из видов испытаний, входящих в комплекс стендовых испытаний новых ЛА.

Целью исследования является изучение возможности моделирования эрозийного износа поверхностей перемещающимся сверхзвуковым гетерогенным потоком конечного сечения на полноразмерных элементах ЛА и оценка эффективности использования этого метода по сравнению с аналогичными испытаниями в сверхзвуковой аэродинамической трубе.

Исследование включает в себя следующие этапы:

- Разработка стенда, заключающаяся в создании установки, в которую входят ускоритель гетерогенного потока, механизм его пространственного перемещения, блоки управления и контроля. Оборудование дает возможность проводить эксперименты с объектами как простых, так и сложных форм.

- Проведение экспериментов с целью проверки сходимости результатов при непрерывном воздействии потока по всей поверхности объекта и перемежающимся потоком конечного сечения на этот объект.

- Сравнение расчетных результатов и результатов испытаний.

Результатом данного исследования стали выводы, что данный метод является эффективным для испытания покрытий на эрозионную стойкость, экономически более выгодным по сравнению с традиционным подходом, а небольшие размеры испытательного оборудования дают преимущество перед исследованием в аэродинамической трубе.

The development of a test bed to study erosion wear protective coatings supersonic aircraft

Nikitin A.A., Dobrovolsky S.V.

MAI, Moscow

For aircraft starters in a high concentration of dust in the air and flying at transonic and supersonic speeds at heights of up to several hundred meters, the study of erosive wear coating surfaces when exposed to particulate matter in the air is one of the types of tests included in the complex stand testing of new aircraft.

The aim of this study is to explore the possibility of modeling erosive wear surfaces moving supersonic heterogeneous flow of the final section on full-size aircraft components and evaluating the effectiveness of this method compared to similar tests in a supersonic wind tunnel.

The study includes the following steps:

- Development of the stand, is to create the installation, which includes heterogeneous flow accelerator, the mechanism of its spatial displacement, control and monitoring units. The equipment makes it possible to conduct experiments with objects both simple and complex forms.

- Carrying out experiments in order to verify reproducibility under continuous flow across the exposed surface of the object and the moving end sectional flow to this place.

- Comparison of the calculated results and test results.

The result of this research was concluded that this method is effective for testing erosion resistance of the coatings, more economically favorable compared with the traditional approach, and the small size of the test equipment have the advantage before testing in a wind tunnel.

Проблема сверхмногоциклой усталости конструкционных материалов при освоении Космоса

Никитин А.Д., Барсегян О.В., Загаровский А.А.,

Беклемишев Н.Н., Никитин И.С.

МАИ, г. Москва

Проблема изучения и освоения планет Солнечной системы приводит к необходимости увеличения срока службы конструкционных материалов и повышения их надежности в связи с невозможностью ремонта изделий на удаленных планетах. Так, например, при использовании двигателя типа Стирлинга, устанавливаемых на зонды НАСА возникает проблема разрушения

возвратных пружин в результате высокочастотного нагружения в течение продолжительного времени, что приводит к наработкам порядка 10^{11} циклов. Область усталостных долговечностей превышающей 10^8 циклов принято называть сверхмногоцикловою усталостью (СВМУ) [1].

Однако, оценка служебных характеристик для большинства конструкционных материалов производится на базе порядка $10^7 - 10^8$ циклов. Данная работа посвящена изучению усталости авиационного титанового сплава ВТ3-1 при СВМУ режиме нагружения. Полученные результаты для авиационного титанового сплава ВТ3-1 при наработках более 10^8 циклов (сверхмногоцикловая усталость) показало постоянное снижение усталостной прочности. Разрушения в области СВМУ происходит ниже классического предела усталости по новому механизму зарождения усталостной трещины (подповерхностное зарождение). Подповерхностное зарождение связано с особенностями микроструктуры материала, которые не считаются дефектами при многоцикловом нагружении. Для установления связи между механизмами зарождения подповерхностной усталостной трещины с особенностями микроструктуры титанового сплава ВТ3-1 было проведено обширное металлографическое исследование сплава на образцах, вырезанных в различных направлениях из диска турбины. Выявленные особенности микроструктуры позволили однозначно связать морфологию усталостного излома с найденными микроструктурными элементами. Было показано, что усталостная долговечность может определяться типом и размером микроструктурных особенностей титанового сплава ВТ3-1. По результатам исследования делается вывод о нежелательных типах микроструктурных дефектов при разработке и проектировании новых материалов. Делается вывод, что изучение СВМУ позволит пути к улучшению служебных характеристик конструкционных материалов и позволит повысить надежность элементов конструкций при больших наработках.

Литература

[1] С. Bathias, P.C. Paris, "Gigacycle fatigue in mechanic practice", 2005, Dekker, New-York.

The problem of very high cycle fatigue (VHCF) in structural materials as a problem of Space expansion

Nikitin A.D., Barsegyan O.V., Zagarovskiy A.A., Beklemishev N.N., Nikitin I.S.
MAI, Moscow

The problem of investigation and expansion of planets in Solar system leads to necessity of increasing structural materials durability and its reliability. All that is required due to large distance between Earth and planet that make it impossible to realize an in-situ service. Usage of Sterling type engines that is installed on some NASA explorer satellites lead to the problem of reversing spring failures due to cyclic loading acting for a very long time, that lead to fatigue life of about 10^{11} cycles during in service. The fatigue durability exceeding the number of cycles 10^8 is typically named as very high cycle fatigue (VHCF) [1].

However, the fatigue strength of most structural materials is determined at number of cycles about $10^7 - 10^8$. This paper is aimed to investigate very high cycle fatigue (VHCF) properties of aeronautical materials. The obtained results on titanium alloy VT3-1 in VHCF regime shows a permanent decreasing of fatigue strength beyond 10^8

cycles. Moreover, the failure in VHCF shows a new mechanism of fatigue crack initiation (subsurface crack initiation). The subsurface crack initiation is related to microstructural features of material that are not consuming as a defects under high cycle fatigue (HCF) loading. In order to outline the relationship between mechanisms of subsurface crack initiation and features of titanium alloy microstructure features a wide metallographic analysis were performed on specimens that were cut in different directions from turbine disk. The features of microstructure allows us to find a clear relationship between morphology of fatigue crack pattern and these features. Moreover, it was shown that microstructural features of different types and sizes could have an important influence on total fatigue life of VT3-1 material. Based on the results of investigation a conclusion about an influence of critical microstructural features and it sizes on fatigue durability of structural materials and propose solutions how to improve fatigue resistance of new materials in VHCF regime.

Therefore the study of VHCF can help to find the way for increasing the fatigue properties of structural materials and increase a reliability of construction under very high number of cycles.

Literature

[1] C. Bathias, P.C. Paris, "Gigacycle fatigue in mechanic practice", 2005, Dekker, New-York.

Исследование теоретических коэффициентов концентрации напряжений при различных видах нагружения цилиндрических деталей

Письмаров А.В., Сазанов В.П.
Самарский университет, г. Самара

Возле отверстий, гантелей, кольцевых выточек, у основания резьбы и в других местах, где резко меняется конфигурация детали – возникает концентрация напряжений.

Теоретический коэффициент концентрации напряжений в классическом варианте определяется по графикам справочников типа, однако имеющаяся литература охватывает узкий круг типов и геометрических параметров деталей и концентраторов, и, как правило, приводит к существенным погрешностям, особенно на границах графиков и за их пределами.

При использовании осесимметричных гармонических конечных элементов по одной и той же модели осесимметричной детали определяется теоретические коэффициенты концентрации напряжений, как при растяжении, так и при изгибе.

Объектом исследования является коэффициент концентрации напряжений в зоне надреза в цилиндрических деталях

Цель работы заключается в определении коэффициентов концентрации напряжений в цилиндрических деталях, с радиусом надрезов 0,3 мм, 0,5 мм, 1 мм, 1,5 мм, 2 мм, 2,5 мм и 3 мм.

Расчетная модель представляет собой плоское сечение, состоящее из нескольких областей. Такое разбиение на области, позволяет построить сетку необходимого размера в зоне концентрации опасных напряжений.

В процессе работы использовано программное обеспечение ANSYS и ее модуль APDL, а так же справочные материалы по концентрациям напряжений.

Методом конечно-элементного моделирования проведено исследование распределения остаточных напряжений в области концентратора цилиндрических

образцов диаметром 25 мм с полукруглым надрезом радиусом от 0,3 мм до 3 мм. Выявлены зависимости коэффициентов концентрации напряжений от радиуса надреза.

В результате проделанной работы, получили следующие результаты:

- при увеличении радиуса надреза теоретические коэффициенты концентрации напряжений при растяжении и изгибе падают. Теоретический коэффициент концентрации при растяжении имеет большее значения, чем при изгибе. При увеличении радиуса надреза разница между ними возрастает;
- предложенный метод расчёта с использованием комплекса ANSYS позволяет на одной и той же конечной модели определить значения теоретических коэффициентов концентрации напряжений с различными формами вырезов, и различных вариантов нагружения.

A study of the theoretical stress concentration factors for different types of loading of cylindrical parts

Pismarov A.V., Sazanov V.P.
Samara University, Samara

Near the holes, dumbbells, annular recesses at the base of the thread and in other places where sharply changing part configuration - stress concentration occurs.

The theoretical stress concentration factor in the classic version is determined by the graphs of the reference type, however, the existing literature covers a narrow range of types and geometrical parameters of the parts and hubs and, as a rule, leads to significant errors, especially at the borders of the charts and beyond.

When you use axisymmetric harmonic finite elements for the same model of axisymmetric parts is determined by the theoretical coefficients of stress concentration, as in tension and in bending.

The object of research is the stress concentration factor in the zone of the notch in the cylindrical parts.

The work aims to determine the stress concentration factor in the cylindrical parts with radius of cuts 0.3 mm, 0.5 mm, 1 mm, 1.5 mm, 2 mm, 2.5 mm and 3 mm.

In the process, was used the ANSYS software the software ANSYS and its module APDL, as well as reference materials on stress concentrations.

Distribution of residual stresses in the dangerous section of cylindrical samples with a diameter of 25 mm with a semicircular notch radius of 0.3 mm to 3 mm was studied using the method of finite element modeling. The dependences of the coefficients of stress concentration on the radius of the notch were revealed.

As a result of this work, the following results were obtained:

- with increasing the notch's radius notch theoretical stress concentration factors under tension and flexing tensile and flexural fall. The theoretical concentration factor in tension is more important than in bending. By increasing the radius difference between them;
- the proposed method of calculation by using ANSYS allows the complex on the same final model to determine the value of the theoretical stress concentration factors for rotationally symmetric parts with different shapes cut-outs and different load cases.

Изготовление литосварных конструкций из сплавов системы Al-Mg-Sc-Zr с применением сварки трением с перемешиванием

Предко П.Ю., Никитина Е.В.

МАИ, г. Москва

Применение сварки для изготовления различных узлов планера самолета может быть очень эффективным, как, например, показал опыт создания литосварных конструкций самолета МИГ29 (каркас кабины пилота и т.д.). Тем не менее, природа литых деталей такова, что при сварке плавлением они склонны к образованию пористости, охрупчиванию в высокотемпературной зоне термического влияния вследствие оплавления границ зерен, что вызывает снижение прочности и пластичности сварного соединения, может вызвать снижение ресурсных характеристик. Поэтому очень актуальным является использование для создания литосварных (литодеформированных) конструкций нового способа сварки – сварки трением с перемешиванием СТП).

Хотя СТП является способом сварки давлением, при котором не происходит расплавление, вследствие нагрева металла в зоне шва происходит тепловое воздействие на металл околосшовной зоны и соответствующие структурные изменения. Поэтому для получения высокого коэффициента прочности предпочтительно применять термически неупрочняемые алюминевые сплавы. В настоящее время, наиболее прочными термически неупрочняемыми сплавами являются сплавы системы Al-Mg-Sc, которые и были исследованы в данной работе.

Проведенные эксперименты показали, что использование способа сварки трением с перемешиванием для сварки литосварных (литодеформированных) конструкций из литейного сплава типа ВАЛ16С (ВАЛ19) или ВАЛ16С+01570 системы Al-Mg-Sc-Zr позволяет обеспечить получение плотных сварных соединений, без внутренних дефектов, которые могут быть использованы в ответственных сварных конструкциях.

В тех случаях, когда сборка деталей под сварку трением с перемешиванием затруднена, для создания литосварных конструкций может быть использован способ аргодуговой сварки в сочетании с предварительной обработкой кромок способом СТП. Коэффициент прочности сварных соединений при использовании СТП и АДС в сочетании с обработкой кромок СТП составляет 1. На способ получения литосварных конструкций методом АДС в сочетании с СТП получен патент «Способ получения сварных конструкций из литых деталей алюминиевых сплавов».

Кроме узлов планера, сварные конструкции из сплавов системы Al-Mg-Sc-Zr, из-за отсутствия взаимодействия сплавов, легированных скандием, с перекисью водорода, считают наиболее подходящим материалом для изготовления узлов работающих в водородных двигателях.

Production of cast-welded constructions made of Al-Mg-Sc-Zr alloys with using friction stir welding

Predko P. Y., Nikitina E. V.

MAI, Moscow

The usage of welding for the manufacture of some components of the airframe can be very effective. The best example of this is the creation of cast- welded structures in Mig29 aircraft (cockpit frame, etc.). But the fusion welding of cast parts is associated with a number of problems. Porosity, embrittlement grain boundaries in the HAZ result from surface melting. These defects cause a decrease in strength and ductility of the welded joint, which may cause a decrease in life characteristics. Therefore, a new welding method -FSW is urgent to create cast- welded (cast-forged-welded) structures.

FSW is a solid state welding method in which melting occurs. Because of heating during welding result in adverse effect on HAZ structure. Therefore, to obtain high strength ratio preferred to use not heat-treatable aluminum alloys. Therefore, we researched, currently, the most strength non heat-treatable alloys - Al-Mg-Sc system alloys.

Experiments have shown the effectiveness of FSW for joining of the cast- welded (cast-forged-welded) structures. Welding of the cast alloy type ВАЛ16С (ВАЛ19), or ВАЛ16С + 01570 (system Al-Mg-Sc-Zr) provided good quality welds without internal defects which can be decrease in welded structures responsible.

Another way to create cast-welded designs - using TIG welding after edge of cast parts pretreated by FSW. This method can be used if assembling components is difficult for FSW. Strength coefficient of welded joints using this combination is equal to 1. This method has patent.

Except of airframe structures, welded structure of Al-Mg-Sc could be used for novel application. Alloys of Al-Mg-Sc do not react with hydrogen peroxide. At this welded structure of alloys of the Al-Mg-Sc considered the most suitable material for the manufacture of components operating in hydrogen engines.

Экспертная система поддержки принятия проектных решений при разработке авиационных конструкций из ПКМ на основе вероятностного подхода

Прилуцкий Д.В., Фирсов Л.Л., Ендогур А.Е.
МАИ, г. Москва

Целью работы является построение и отработка программной платформы, являющейся цифровым воплощением экспертной системы принятия проектных решений при разработке авиационных конструкций из ПКМ на основе вероятностного подхода, а также реализация на базе этой платформы комплекса всесторонней оценки экономической эффективности изделия для оптимизации параметров и сравнения различных вариантов его исполнений. Комплекс является частным вариантом реализации системы и предназначен для использования лицом, принимающим решение о выборе типовой конструкции агрегата на стадии эскизного проекта. Комплекс представляет собой инструмент оценки заданной конструкции на основании существующих и перспективных композиционных материалов, технологических процессов, технологий ремонта и осмотра воздушного судна, критериев безопасности и других факторов, влияющих на стоимость производства и эксплуатации агрегата.

Практика показала, что применяемые на сегодняшний день способы проектирования конструкций из ПКМ во многих случаях не позволяют получить существенного весового выигрыша. Причиной этого является рациональный

консерватизм инженеров, которые опасаются внедрения радикальных решений. Научной новизной данной работы является смена традиционного подхода анализа конструкции, основанного на коэффициентах запаса прочности, на вероятностный подход. Такой подход позволяет более точно учесть разброс значений, присущий большинству исходных параметров ПКМ.

Применение системы принятия проектных решений при разработке авиационных конструкций из ПКМ на основе вероятностного подхода позволит повысить обоснованность выбора конкретной конструкции композитного агрегата и значительно сократить время анализа, предшествующего принятию решения, а также оптимизировать параметры агрегата с целью повышения экономической эффективности в течение жизненного цикла изделия в условиях эксплуатации в парке ВС авиакомпании. Система также обеспечит возможность оценки чувствительности эффективности конструкции к рассматриваемым входным параметрам (свойства материалов, качество производства, технологии проведения осмотра и т.д.) для повышения эффективности принятия решений в области финансирования перспективных экспериментальных проектов и фундаментальных исследований.

Probability-based engineering decision support system for composite aerostructures

Prilutsky D.V., Firsov L.L., Endogur A.E.
MAI, Moscow

The goal of the investigation is to develop and deploy an application platform being a digital representation of probability-based engineering decision support system for composite aero structures. One of significant steps is to create an application example for comprehensive estimation of unit economic effectiveness to let further optimize its parameters and compare different variants of the unit. The application example is a specific system instance and is supposed to be used by a person making decisions on typical unit aerostructure definition within preliminary design stage. Basically the application is an estimation tool which is able to provide overall analysis and comparison of a number of unit design versions based on existing and prospect composite material properties, manufacturing processes, maintenance and repair techniques as well as aircraft inspection, safety criteria and other factors which influence unit production and maintenance cost.

According to existing experience current composite design approaches in many cases do not provide any significant weight reduction. The reason for that is rational conservatism in engineering society and fear to implement radically new solutions. The novelty of this investigation lies in substitution of traditional design analysis approach which is based on stress assurance factors with probabilistic one. Probabilistic approach allows more accurate estimation of large input value ranges specific for majority of composite parameters.

Use of the application would allow to raise confidence while choosing specific composite unit version and drastically reduce predictive analysis time, as well as optimize unit parameters to achieve better economic effectiveness during full product lifecycle of airline fleet. The application would also deliver unit effectiveness sensitivity to input parameters like material properties, manufacturing quality,

inspection techniques etc. This data can be used to reduce uncertainty while making next steps in the area of prospect R&D projects and fundamental science researches.

Выбор оптимального метода производства кронштейнов при варьировании параметров геометрии и различных случаях нагружения

Родионов А.Г., Щугорев В.О.

МАИ, г. Москва

Целью данной работы является сравнение аддитивной технологии производства кронштейнов с топологически оптимизированной конструкцией и кронштейнов, изготовленных методом фрезерования по критериям стоимости и массы.

На первом этапе осуществляется определение типовых геометрических параметров, таких как вынос и база кронштейна. Рассмотрены варианты и выбраны параметры заделки и концевой части кронштейнов. Приняты два случая нагружения:

- первый вариант с малым значением нагрузки рассчитан на конструкцию кронштейна, в которой определяющими являются технологические ограничения, зависящие от метода изготовления;

- второй вариант с высоким значением нагрузки.

- По выбранным вариантам геометрии и нагрузки формируется матрица расчетных параметров.

На втором этапе проводится прочностной расчет по выбранным параметрам, создаются модели кронштейнов с учетом особенностей аддитивных технологий и механической обработки. Для кронштейнов, выполняемых по аддитивной технологии, проводится топологическая оптимизация. Равнопрочность полученных конструкций обеспечивается расчетом в программной среде методом конечных элементов.

На третьем этапе определяется масса и стоимость полученных моделей кронштейнов. Сравниваются пары кронштейнов, спроектированных по одинаковым геометрическим параметрам и расчетной нагрузке для разных технологий изготовления. Определяется изменение массы и стоимости при переходе от фрезерования к аддитивным технологиям для каждого рассмотренного случая.

Результатом выполненной работы является обоснование выбора оптимальной технологии изготовления для типовых кронштейнов на основе сравнения изменения стоимости и изменения массы. Полученные данные являются научно-техническим заданием для дальнейших исследований возможности и целесообразности замены конструктивных элементов авиационной техники выполненными методом механической обработки изготовленные с помощью аддитивных технологий.

The choice of optimal bracket manufacture method with the various geometrical parameters and loads

Rodionov A.G., Schugorev V.O.

MAI, Moscow

The main subject of this article is comparison of additive manufactured topologically optimized brackets and subtractive manufactured brackets according to their mass and cost.

The first step is definition of typical geometrical parameters (base and lever of bracket). It was observed a lot of different variants of loads and constraints.

There are 2 different variants of loads:

- small load defines construction with a lots of technological limitations depending on manufacturing methods.
- high loaded construction.

Matrix of calculated parameters is based on the chosen geometry and loads.

The second step is strength calculation based on the chosen parameters. Brackets solid geometry were created considering features of subtractive and additive manufacture technologies. For the additive manufactured brackets were conducted topological optimization. Equal strength of brackets was provided by FEM.

The third step is definition of mass and cost of brackets. Pairs of brackets (designed for different manufacture technologies) compares by the mass and cost. Estimates the change of mass and cost for each variant of bracket.

The result of this work is substantiation of choice of optimal manufacture technology for typical brackets based on the comparison of mass and cost. Findings are science basis for future researches of usability of additive technologies in aerospace engineering.

Методика расчёта угла армирования волокон криволинейной преформы с прямоугольным поперечным сечением, изготовленной методом радиальным плетением

Самигур С.А.

КНИТУ–КАИ, г. Казань

Рассматривается методика расчета угла армирования волокон криволинейной преформы с прямоугольным поперечным сечением, изготовленной радиальным плетением. Предлагается методика определения угла армирования, позволяющая обеспечить заданные термомеханические характеристики композитной конструкции.

Конструкции из композиционных материалов применяются во многих областях промышленности. Одним из прогрессивных методов создания преформ является радиальное плетение, которое хорошо подходит для создания высокоэффективных композиционных конструкций методами трансферного формирования. Радиальное плетение обеспечивает структурную целостность конструкции, гибкость проектирования с различными схемами армирования, устойчивость к повреждениям, а также низкую стоимость производства.

Целью настоящего исследования является разработка методики расчета угла армирования волокон криволинейной преформы с прямоугольным поперечным сечением, изготовленной методом радиального плетения.

Исследование состоит из трех этапов. Первый этап – разработка математической модели для плетения трубчатых элементов. Второй этап – разработка математической модели для плетения на оправку с прямоугольным поперечным сечением. Третий этап – разработка математической модели для

плетения на криволинейную оправку с прямоугольным поперечным сечением. Затем сравниваются результаты математического моделирования с экспериментальными исследованиями.

Разработана математическая модель процесса плетения трубчатых элементов и формирования структуры элементарной ячейки биаксиального плетения. Она позволяет определить коэффициент покрытия ровингом оправки. Представлена методика определения угла армирования волокон на оправке с прямоугольным поперечным сечением. Она позволяет рассчитать: скорость вращения веретен оборудования, скорость подачи оправки для обеспечения заданной схемы армирования и коэффициента наполнения. Представлена методика определения угла армирования волокон на криволинейной оправке с прямоугольным поперечным сечением. Она позволяет рассчитать наклонения от желаемого угла армирования.

Исследование влияния вибрационных нагрузок на компоненты, встроенные в объем печатной платы

Новиков Н.А., Сапина А.А.
МАИ, г. Москва

В зависимости от назначения и места установки устройство может подвергаться различным механическим воздействиям. Наиболее часто оно испытывает действие вибрации, которая вызывает необратимые изменения первоначально установленных параметров устройства. С целью проверки способности устройств, выполненных по технологии встраивания компонентов в многослойные печатные платы (МПП) [1], надежно работать в условиях воздействия вибрации и после ее прекращения, проводятся испытания на виброустойчивость и вибропрочность.

В качестве исследуемого образца используется МПП [2], выполненная без использования компаунда. Разработана программа для микроконтроллера ATmega2560, позволяющая устройству функционировать во время испытаний.

Для испытаний применена вибрационная установка, обеспечивающая получение синусоидальной вибрации с определенными заранее параметрами. Основная часть испытаний проводится путем плавного изменения частоты в заданном диапазоне от 0 до 2000 Гц и обратно со скоростью изменения частоты 1-2 октава/мин. После вибрационных нагрузок на плату применяется воздействие многократных синусоидальных ударов с амплитудой в 40 g.

Сначала определены резонансные частоты, при которых возникают механические резонансы, образцы выходят из строя или ухудшаются их характеристики. Для оценки общей способности образца противостоять нагрузкам испытания начинались вибрациями на фиксированных частотах. Далее следовали возбуждения методом качания частоты, после которых применяется воздействие многократных ударов. По результатам испытаний не выявлено дефектов электрических соединений, механических повреждений дискретных компонентов не обнаружено, тестируемые платы сохранили работоспособность. Однако сами МПП во время испытаний получили некоторые дефекты (вогнутость, разрушение, расслоение). Анализ характера повреждений показал, что они связаны с несовершенством технологии

изготовления, неравномерности распределения связующего вещества, используемого для изготовления плат.

1. Горелов А. О. Изготовление печатных плат со встроенными компонентами с использованием стандартных технологических процессов // Сборник тезисов докладов «Инновации в авиации и космонавтике». Москва, 2015.

2. Горелов А. О., Новиков Н. А., Сашина А. А. Встраивание электронных компонентов в печатные платы в лабораторных условиях // Сборник тезисов докладов «XLII Международная молодёжная научная конференция Гагаринские чтения - 2016». Москва, 2016.

The research of the influence of vibration stress load on the components embedded in printed circuit board volume

Novikov N.A., Sashina A.A.

MAI, Moscow

Depending on purpose and place of its installation device can be subjected to various mechanical influences. Mostly it experiences vibrational effort, which causes irreversible changes of initially specified device parameters. Tests on the vibration immunity and resistance to vibration are carried out for checking purposes devices made by technology of embedding components in the multi-layer printed circuit boards (PCB) [1] reliably operating while stress loads and after.

Multi-layer PCB made without the compound [2] is used as the test sample. The program allowing the device to function during tests is developed for the microcontroller ATmega2560.

Vibration-testing machine is applied providing the production of sinusoidal vibration with pre-specified parameters. The main part of the testing is conducted by continuously changing frequency in a predetermined range from 0 to 2000 Hz and inversely with the rate of changing 1-2 Octave/min. The influence of multiple sinusoidal impacts is applied to the PCB with range equal 40 g after vibrational loads.

First of all the resonant frequencies have been determined at which appear mechanical resonances, the samples break down or their properties are impaired. Tests have been started with vibrations at fixed frequencies to assess the general property of the samples to withstand loads. The actuation with swept frequency method has been applied next followed by the influence of repeated shocks. From test results there are revealed no defects in the electrical connections, mechanical failures of discrete components are not found, the test PCBs retain operability. However PCBs themselves have got some defects (concavity, destruction, separation of the layers) during the test. Failure mode analysis has shown that they are associated with the imperfection of technology, the lumpiness of distribution the binder used for the PCBs manufacturing.

1. A.O. Gorelov. Manufacture of printed circuit boards with embedded components using standard manufacturing processes // Abstracts of the “Innovations in aviation and aerospace”. Moscow, 2015.

2. A.O. Gorelov, N.A. Novikov, A.A. Sashina. Integration of electronic components into printed circuit boards in the laboratory // Abstracts of the “XLII Youth International Conference Gagarin readings - 2016”. Moscow, 2016.

Разработка стандартов на испытания металлических конструкционных материалов, используемых при создании авиационной техники

Мартыросов М.И., Рабинский Л.Н., Серпичева Е.В.

МАИ, г. Москва

Назначение конструкционных материалов – выдерживать нагрузку в течение определенного времени при заданных условиях эксплуатации и удовлетворять требованиям минимальной массы разрабатываемой конструкции, ее функциональности, надежности, экономичности.

Условия эксплуатации авиационной техники гражданского назначения обуславливают достаточно жесткие требования к применяемым материалам, которые должны обеспечить прочность, жесткость, надежность и ресурс конструкции при действии переменных нагрузок, чередования повышенных и пониженных температур окружающей среды, влажности и других факторов.

При обосновании использования материалов основными критериями являются: весовая эффективность, надежность и ресурс, характеризующиеся показателями выносливости, сопротивлением малоцикловой усталости, статической и циклической трещиностойкостью.

Для получения достоверных данных о механических характеристиках материалов, используемых при расчетах ответственных деталей авиационной техники, необходимо использовать современные стандарты на методы испытаний.

Аналитический обзор различной документации, регламентирующей методы испытаний металлических конструкционных материалов, показал:

- отечественные стандарты на методы испытаний не актуализируются уже длительный период времени и не учитывают прогресс в области испытаний авиационных материалов;
- при близости многих принципиальных положений отечественных (ГОСТ) и зарубежных стандартов (американских ASTM и европейских EN) на идентичные виды испытаний имеются и различия, связанные с геометрическими размерами образцов (общими и рабочими), методиками (процедурами) проведения испытаний, требованиями к испытательному оборудованию, контрольно-измерительной аппаратуре, приспособлениям, а также необходимыми расчетами, представлением полученных экспериментальных данных и формой протокола испытаний.

Выработаны практические предложения по гармонизации отечественных стандартов с зарубежными. Предложены проекты стандартов, регламентирующие методы испытаний металлических конструкционных материалов, применяемых при создании авиационной техники, на растяжение, сжатие, сдвиг, циклическую трещиностойкость и др.

Development of standards on tests of the metal constructional materials used at the aircraft equipment creation

Martirosov M.I., Rabinsky L.N., Serpicheva E.V.

MAI, Moscow

Purpose of constructional materials – to maintain load under the set service conditions during certain time and to meet requirements of the minimal net weight of the developed formation, its functionality, reliability and profitability.

Service conditions of the civil aircraft equipment cause rather strict requirements to the applied materials which have to provide durability, rigidity, reliability and airframe time of design under pressure of variable loadings, increased and lowered ambient temperatures alternations, humidity and other factors.

The main justification criteria for materials are: weight efficiency; reliability and durability which are marked by endurance indicators, low-cyclic fatigue resistance, static and cyclic crack resistance.

Use of modern standards on test methods is critical for receiving reliable data about mechanical characteristics of construction materials.

The state-of-the-art review of various documentation regulating test methods of metal constructional materials showed:

- domestic standards on test methods are not updated for a long period and do not consider changes in aviation materials testing;
- at familiarity of many basic provisions in domestic (GOST) and foreign standards (the American ASTM and the European EN) on identical types of tests, there are also distinctions connected with the geometrical sizes of samples (the general and working), test techniques (procedures), test equipment requirements, instrumentation, adaptations, and also necessary calculations, obtained experimental data representation and a test report forms.

During the research were deployed practical recommendation on update of domestic standards regulating test methods for the metal constructional materials at the aircraft equipment creation in terms of n stretching, compression, shift, cyclic crack resistance, etc.

Расчетная оценка выносливости композитных материалов для разных уровней асимметрии нагружения

Синцова Е.В., Зинин А.В.

МАИ, г. Москва

Прогнозирование выносливости композитных материалов и элементов конструкций при совместном действии статических и циклических нагрузок в широком диапазоне изменения асимметрии цикла проводят с использованием традиционных методов построения диаграмм предельных амплитуд или диаграмм предельных напряжений, основанных на использовании линейных и нелинейных соотношений, содержащих характеристики статической прочности и усталости при симметричном цикле.

Наиболее простые методы оценки влияния среднего напряжения цикла на величину предела выносливости полимерных композитов заключаются в прямом использовании эмпирических зависимостей Гудмана или Гербера [1], заимствованных из области исследования металлических материалов. Так, для эпоксидного углепластика с квазиоднородной структурой армирования $[0^{\circ}_2/\pm 45^{\circ}_0/0^{\circ}_2/\pm 45^{\circ}_0/90^{\circ}]_s$, диаграмма предельных амплитуд имеет достаточно традиционный вид, при котором максимальная предельная амплитуда равна пределу выносливости при симметричном цикле нагружения. Однако результаты экспериментальных исследований углепластиков другой структуры,

а также некоторых типов стекло- и органопластиков показывают, что предельные диаграммы для композитных материалов по характеру существенно отличаются от аналогичных диаграмм для металлов [2].

Анализ и статистическая обработка доступных экспериментальных данных и результатов испытаний авторов не позволяют сформулировать общее для всех типов композитов уравнение для расчетной оценки предела выносливости при асимметричных циклах нагрузки. Наиболее корректно (коэффициент корреляции равен 0,81) аппроксимирует экспериментальные результаты уравнение параболического вида, отличающееся от уравнения Гербера смещением максимального значения предельной амплитуды от предела выносливости симметричного цикла в сторону растягивающих средних напряжений.

1. Степнов М.Н., Чернышев С.Л., Ковалев И.Е., Зинин А.В. Характеристики сопротивления усталости. Расчетные методы оценки, М.: Технология машиностроения, 2010, 256 с.
2. Зайцев Г.П., Пашков В.А., Зинин А.В. Прочность, упругость и трещиностойкость органопластика типа СВМ при растяжении. В сб.: Вопросы прочности и долговечности элементов авиационных конструкций, Межвузовский сборник. КуАИ, Куйбышев, 1980. С. 77-81.

Calculated assessment fatigue of composite materials for different levels asymmetry loading

Sintsova E.V., Zinin A.V.
MAI, Moscow

Forecasting fatigue composite materials and elements of designs at collateral action of static and cyclic loads with broad range change asymmetry of a cycle carry out with use of traditional methods of creation charts of extreme amplitudes or charts of the extreme tension based on use linear and nonlinear relationships containing characteristics of static durability and fatigue at symmetric cycle.

The simplest methods of impact assessment of medium voltage of a cycle at a size of a fatigue limit of polymeric composites consist in direct use of empirical dependences of Gudman or Gerber [1] borrowed from area of a research of metal materials. So, for an carbon/epoxy plastic with structure $[0^\circ/\pm 45^\circ/0^\circ_2/\pm 45^\circ/90^\circ]$, the chart of extreme amplitudes has rather traditional appearance at which the maximum extreme amplitude is equal to a fatigue limit at a symmetric cycle of loading. Results of pilot studies of coal plastics of other structure, and also some types glass - and Kevlar composites show that limit charts for composite materials on character significantly differ from similar charts for metals [2].

The analysis and statistical processing of available experimental data and results of tests of authors do not allow to formulate the general for all types of composites the equation for rated assessment of a fatigue limit at asymmetric cycles of loading. Most correctly (the coefficient of correlation 0,81) the equation parabolic look different from Gerber's equation the shift of the maximum value extreme amplitude from a fatigue limit a symmetric cycle towards the stretching medium voltages approximates experimental results.

1. Stepnov M. N., Chernyshev S. L., Kovalyov I. E., Zinin A. V. Characteristics of resistance of fatigue. Calculation methods of assessment, M.: Manufacturing engineering, 2010, 256 p.

2. Zaitsev G.P., Pashkov V. A., Zinin A. V. Strength, elasticity and crack resistance organoplasty at stretching. Interuniversity collection. KUAI, Kuibyshev, 1980. Pp. 77-81.

Исследование деформаций изделия при производстве композитных агрегатов авиационных конструкций на всех этапах производственного цикла

Комаров В.А., Куркин Е.И., Спирина М.О.
Самарский университет, г. Самара.

Обеспечение высокого качества технологических оснасток для формовки изделий критически важно для достижения необходимой точности изготавливаемых изделий. В работе отработана методика проектирования термостабильных оснасток для производства деталей авиационных конструкций из композиционных материалов методом вакуумной инфузии с учетом температурных деформаций на всех этапах производства. Для решения поставленной задачи использовался подход, основанный на моделировании методом конечных элементов в системе ANSYS Workbench. Рассмотрены случаи воздействия температурных полей на конструкцию инфузионной оснастки, а также проведено моделирование условий эксплуатации оснастки при производстве. Рассмотрены особенности технологических процессов формовки деталей из композиционных материалов, которые накладывают определённые условия на характер эксплуатации инфузионной оснастки – они были учтены при её проектировании.

Результаты исследований по выбору основного материала оснастки показали, что при горячей формовке деталей из композиционных материалов использование традиционной конструкционной стали в качестве основного материала рамы инфузионной оснастки требует значительного усложнения конструкции в силу больших относительных температурных перемещений стальных элементов и композиционной формообразующей корки. Применение в качестве основного конструкционного материала оснастки углепластика позволяет эффективно избежать сильного коробления оснастки и формообразующей поверхности, вызываемой температурными расширениями.

Рассмотрен полный технологический процесс производства изделия, включающий охлаждение детали. Произведено сравнение отклонений формы изготовленной детали от исходной геометрии. В работе предложено техническое решение, согласно которому стало возможно применение стальных крепёжных элементов в конструкции оснастки, которые не вызывают локальных короблений формообразующей поверхности. Предложены конструктивные методы повышения жёсткости конструкции оснастки с целью осуществления её транспортировки по цеху на траверсе без коробления формообразующей поверхности от неравномерного натяжения строп подвески.

Результаты были получены в рамках государственного задания по проекту №2978 Минобрнауки.

Deformations research of a product in case of production of aircraft aggregates constructions made of composite material at all stages of production cycle

Komarov V.A., Kurkin E.I., Spirina M.O.

Samara University, Samara

High quality of technological tool for molding products is important for achieving the required accuracy of manufactured products. In the research, the technique of thermally stable tool design for production of detail of aircraft structures made of composite materials by means of vacuum infusion, taking into account temperature deformations at all stages of production was considered. To solve this problem, the approach based on finite element modeling in ANSYS Workbench system is used. The cases of the impact of temperature fields on the structure of the infusion tool was considered and simulation of the conditions of use in the manufacture of tooling was done. The features of the technique of the molding process of the composite materials, which impose certain conditions on the operation of the infusion tool was taken into account in its production.

The study results of material choice showed that for the hot forming of designs from composite materials using steel, as a base material for infusion tool frame requires considerable construction complexity because of the large relative thermal movements of the steel and the composite molding skin. Use as the main structural material of tool frame composites helped effectively to avoid excessive warping of tooling and molding surface, caused by thermal expansions.

In the research was considered the full process of production including detail cooling. The comparison of deviations of the received product from the initial geometry was done. Technical solution, according to which became possible to use steel fasteners in construction equipment, which do not cause local warping of the molding surface was suggested. The constructive methods of improvement of the rigidity of the construction for transporting it on the traverse without shrinking of the molding surface of the uneven tension of strap suspension.

The work was done according to the project № 2978 of government task.

Проблемы комплексной оценки качества сырья и материалов

Тахаева Д.А., Якушев Д.А.

МАИ, г. Москва

Обеспечение качества продукции и промышленных материалов на сегодняшний день является одной из самых сложных задач, с которыми приходится сталкиваться при производстве продукции. На отечественных предприятиях эта задача до начала 90-х годов XX века решалась путем внедрения комплексной системы управления качеством продукции (КС УКП).

Современные подходы к управлению качеством, в основе которых лежат международные стандарты ИСО серии 9000, - это деятельность, направленная на создание таких условий на производстве, которые необходимы для выпуска продукции соответствующей по всем параметрам установленным требованиям.

Всё сырье и материалы, поступающие на предприятие и идущие в производство, подлежат измерению с целью проверки соответствия их характеристик установленным требованиям. Подтверждение соответствия

критериям приемки должно оформляться в виде соответствующих документов и поддерживаться в рабочем состоянии.

Зачастую низкое качество используемого сырья и материалов связано с недостаточным уровнем исследований, как со стороны поставщиков, так и со стороны предприятий (компаний) - потребителей.

Например, при рассмотрении глинистого сырья, главным при определении особенностей разработки карьера, состава шихты, оптимальных технологических параметров, необходимого количественного и качественного состава оборудования и в конечном итоге свойств готовых изделий, являются физико-химические и керамические свойства данного сырья.

Большое количество единичных характеристик, по которым оценивается сырье и материалы приводит к возникновению сложностей с проведением анализа и сопоставлению различных материалов. Очевидно, что для решения подобных задач необходимо проводить комплексную оценку. Несмотря на наличие огромного множества различных методов оценки качества на сегодняшний день, изучение этого вопроса показывает, что специальных работ, посвященных комплексной оценке качества недостаточно.

По разным источникам затраты на детальные исследования сырья требуют больших финансовых затрат. В связи с этим, даже в промышленно развитых странах, вопросам разработки методик лабораторных испытаний не уделяется должного внимания, а результаты проводимых исследований часто носят поверхностный характер. Учитывая то, что состав сырья может кардинально отличаться по своим физико-химическим свойствам, разработка новых инструментов для решения данной проблемы остается актуальным.

Problems of complex quality assessment of raw materials

Takhayeva D.A., Yakushev D.A.

MAI, Moscow

Providing quality products and industrial materials to date is one of the most difficult challenges faced in the production process. For domestic enterprises, this task until the early 90-ies of XX century was solved by the introduction of a comprehensive quality management system of production (COP UKP).

Modern approaches to quality management, which are based on international standards ISO 9000, - an activity aimed at creating such conditions in the workplace that are necessary for the appropriate output in all respects with the requirements.

All raw materials entering the company and going into production, to be measured in order to verify their compliance with performance requirements. Demonstration of compliance with the acceptance criteria shall be in the form of relevant documents and records maintained.

Often poor quality of raw materials and materials related to insufficient research, both on the part of suppliers, and on the part of enterprises (companies) - the consumers.

For example, when considering the clay raw material, mainly in determining the characteristics of the mine development, the composition of the charge, the optimal process parameters, required quantitative and qualitative composition of equipment and ultimately the properties of finished products are the physico-chemical properties of the ceramic and of the raw materials.

A large number of individual characteristics for evaluating raw materials leads to difficulties in carrying out the analysis and comparison of different materials. It is obvious that it is necessary to conduct a comprehensive assessment to address such problems. Despite the presence of a huge number of different methods for assessing the quality of today, the study of this question shows that the special work devoted to a comprehensive assessment of the quality is not enough.

According to various sources, the cost of raw materials detailed studies require large financial costs. In this regard, even in industrialized countries, the development of laboratory testing methods have been neglected, and the results of the research are often superficial. Given that the raw material composition can radically differ in their physical and chemical properties, the development of new tools for solving this problem remains urgent.

Проектирование адаптивного к действию градиентов температур размеростабильного корпуса космического телескопа

Ахметов Р.Н., Стратилатов Н.Р., Шайда А.Н., Нонин А.С., Ткаченко А.С.
РКЦ Прогресс, г. Самара

В космической технике при проектировании корпусов космических телескопов (КТ) для аппаратов дистанционного зондирования Земли серьезной проблемой является обеспечение их размерной стабильности от действия градиентов температур.

Одним из способов обеспечения размерной стабильности корпусов КТ является использование материалов с низким коэффициентом линейного расширения, типа ИНВАР, композиционного материала на основе углепластика.

Уменьшить температурные деформации можно также за счет применения активных и пассивных средств обеспечения теплового режима, обеспечивающих снижение градиентов температур на корпус КТ.

Таким образом, существует потребность в простом и надежном способе обеспечения размерной стабильности корпусов КТ.

Предлагаемый адаптивный к действию градиентов температур размеростабильный корпус КТ состоит из продольных, поперечных и диагональных цилиндрических размеростабильных при действии градиентов температур стержней, соединенных между собой в узлах пересечения, при этом стержни выполнены составными, соединенными между собой торовой эллиптической оболочкой по большей оси. Торовая эллиптическая оболочка заполнена термометрической жидкостью, причём геометрические размеры каждого из составных цилиндрических стержней, характеристики применяемых материалов и физические свойства термометрической жидкости связаны соотношением.

Thermic-gradient-adaptive dimension-stable telescope housing design

Akhmetov R.N., Stratilatov N.R., Shaida A.N., Nonin A.S., Tkachenko A.S.
SRC PROGRESS, Samara

Dimension stability of remote sensing satellite space telescope (ST) housings under action of thermic gradient represents a great challenge for space engineering.

One of the ways to maintain dimension stability of ST housings is using low-

expansion materials like invar carbon fiber composite.

Thermal strain may be also decreased by using active and passive temperature control means that reduce action of thermic gradients on ST housing.

Therefore, there is a pressing need for simple and infallible method to maintain dimension stability of ST housings.

There is provided a thermic-gradient-adaptive dimension-stable ST housing that includes longitudinal bars, crossbars and diagonal cylindrical bars in shape and dimension-stable under action of thermic gradients, interconnected in the intersection nodes. The bars are stackable and interconnected with a toroidal shell along the major axis. The toroidal elliptical shell is filled with thermometer liquid. Dimensions of each of constituent cylindrical bars, characteristics of materials used and physical properties of the thermometer liquid are balanced.

Способ соединения металлических и композиционных деталей центроплана

Береговой В.Г., Токарев А.С., Тузиков С.А., Родин А.
МАИ, ИМКК, г. Москва

Для снижения веса крылья современных самолетов делают из композитных материалов. Однако возникает проблема присоединения композиционной детали к металлическому каркасу летательного аппарата, в частности – крыльев к центроплану. Известные решения предполагают либо изготовление отверстий в композите и болтовое соединение, либо закладки в композиционную деталь металлических элементов и дальнейшее соединение металла с металлом. В решении проблемы принимали участие кадеты Первого Московского кадетского корпуса.

В качестве базовой была выбрана идея закладки металла в деталь из композита. Существующие способы вынуждают использовать повышенные толщины металла из-за неравномерности нагружения. Для повышения эффективности соединения и снижения его веса предлагается делать закладной элемент в виде многослойной конструкции. Это равномерно распределит передаваемую нагрузку, что понизит необходимый вес металлических элементов. Заделку можно выполнить двумя способами.

Во-первых, вставить тонкие перфорированные листы металла или сетки между слоями ткани композита и скрепить связующим в процессе изготовления композита. Листы металлической фольги соединить с металлической деталью известными способами. Для увеличения прочности соединения можно формовать пакет обжатием специальным инструментом.

Во-вторых, сделать соединение за счет втекания связующего в заранее созданные отверстия в металлической детали. Для этого можно использовать листы с отверстиями (сетку). В металлической детали также сделать множественные отверстия небольшого размера, наложить ткань на металлическую деталь и отформовать под давлением.

Рассмотренные варианты соединения композиционного крыла с металлом позволяют уменьшить необходимый вес конструкции за счет более равномерного распределения нагрузки. Однако технология нуждается в отработке.

Connection method of metal and composite parts
Beregovoy V.G., Tokarev A.S., Tuzikov S.A., Rodin A.
MAI, IMCC, Moscow

To reduce the weight of modern aircraft wings made of composite materials. However, there is a problem joining composite parts to the metal frame of the aircraft, in particular – the wings to the center section. Known solutions involve either the manufacture and the holes in the composite bolted joint, or a bookmark in a composite piece of metal elements and the further metal compound to the metal. In addressing the cadets attended the First Moscow Cadet Corps.

As a basic idea bookmark metal composite item has been selected. Existing methods are forced to use the increased thickness of the metal due to the uneven loading. To improve the coupling efficiency and reduce its weight to make the fitting member serves as a multilayer structure. This evenly distributes the load transmitted, which will lower the required weight of the metallic elements. Sealing can be done in two ways.

Firstly, the insert perforated thin metal sheet or mesh between layers of composite fabric and to bond the binder to the composite fabrication process. Sheets of metal foil connected to the metal member by known methods. To increase the bonding strength can be compression molded package special tool.

Secondly, to make a connection due to the leak in the binder in advance by holes in the metal parts. You can use sheets with holes (mesh). The metal parts also make set-governmental small holes, the fabric overlay and to mold the metal member under pressure.

Options considered compound composite wing with metal will reduce the required weight of the structure due to a more uniform load distribution. However, the technology needs to be working out.

**Исследование рентабельности использования изотермической
штамповки при изготовлении лопаток компрессора**

Тюрин А.В.
КНИТУ-КАИ, г. Казань

Основными направлениями развития современной технологии обработки материалов являются направления связанные с решением проблем повышения производительности, качества и эффективности труда, улучшения качества выпускаемых деталей и снижения их себестоимости.

В авиадвигателестроении широкое применение имеет метод изотермической штамповки. Она наиболее эффективна для труднодеформируемых металлов с узким температурным интервалом деформации.

В рамках данного проекта проанализированы пути совершенствования производства, разработан технологический процесс, проведен анализ экономической эффективности изотермической штамповки.

Выделим основные расчетные показатели технологического процесса изотермической штамповки:

Коэффициент использования металла - основной показатель, характеризующий эффективность технологии производства, в данном случае составляет значение 0,78.

Коэффициент использования заготовки, характеризующий уровень совершенства заготовительного производства равен 0,95.

Коэффициент точности массы, характеризующий степень приближения формы и размеров заготовки к форме и размерам готовой детали, определяет объем механической обработки и составляет значение 0,82.

Сравнительный технико-экономический анализ технологических процессов штамповки лопатки на кривошипном горячештамповочном прессе (КШПП) и в изотермических условиях, показал следующее:

- Изотермическая штамповка является менее энергоемкой.
- Производительность изотермической штамповки выше за счет того, что количество операций меньше, а также меньше объем механической обработки.
- Норма расхода металла при изотермической штамповке меньше ориентировочно в 2,7 раза.
- Изотермическая штамповка является экологически более чистой технологией. Снижается трудоемкость механической обработки заготовки. Рабочий процесс является менее шумным, снижено также и количество инфракрасного излучения, вредного для здоровья персонала.

Задачей дальнейших научных исследований является поиск путей совершенствования существующей установки, а также разработка новых технологических методов обработки материалов.

Study profitability of using isothermal forging in the manufacture of compressor blades

Tyurin A. V.

KNRTU-KAI, Kazan

The main directions of development of modern materials processing technologies are the areas related to solving problems of increasing productivity, quality and labor efficiency, improve the quality of the parts and reduce their costs.

The aircraft engine is widely used method of isothermal forging. It is most effective for hard-metal with a narrow temperature interval of the deformation.

The project analyzed ways to improve the production process is designed, analyzed the economic efficiency of isothermal forging.

Isolate key figures isothermal forging process:

The utilization of metal - the main indicator, which combines efficient production technology, in this case the value is 0.78.

The utilization of the workpiece, which is the level of perfection procuring production is 0.95.

Ratio mass accuracy that characterizes the degree of approximation of the shape and dimensions of the workpiece to the shape and size of the finished part, determines the amount of machining and of the value of 0.82.

Comparative technical and economic analysis of the technological processes of forging the blade to crank hot press (KHSP) and isothermal conditions, showed the following:

- Isothermal forging is less energy-intensive.
- Performance isothermal forging above due to the fact that the number of operations is smaller and also less amount of machining.

- The rate of application of the metal at the isothermal forging is less than approximately 2.7 times.

- Isothermal forging is a more environmentally friendly technology. It reduces the complexity of machining the workpiece. The working process is less noisy, and also reduced the amount of infrared radiation, harmful for the health personnel.

The aim of further research is to find ways to improve existing plant, as well as the development of new technological materials processing methods.

Свободно-штопорящая модель магистрального пассажирского самолёта для исследования аэродинамических характеристик на больших углах атаки

Евдокимов Ю.Ю., Трифонов И.В., Усов А.В.

ЦАГИ, г. Жуковский

При исследовании аэродинамических характеристик самолета на больших углах атаки и методов вывода самолета из штопора используются модели геометрически и динамически подобные моделируемым самолетам (динамически подобные свободно штопорящие модели). Они испытываются в вертикальной аэродинамической трубе Т-105 ЦАГИ в условиях свободного полета модели.

Основными условиями, удовлетворяемыми при проектировании и изготовлении данных моделей, являются:

1. Жестко ограничиваемая масса конструкции модели (2-2.5 кг)
2. Обеспечение заданных осевых и плоскостных моментов инерции модели с погрешностью < 3%
3. Воспроизведение в модели ряда вариантов загрузки для испытаний с несколькими заданными величинами моментов инерции, массы и центровки.
4. Реализация в модели системы управления, отклоняющей рулевые поверхности с требуемыми скоростями перекладки на заданные углы.
5. Оснащение модели сменными элементами механизации крыла для исследования вариантов конфигурации самолета.

Проведение весовых испытаний в Т-103 и Т-105 обуславливает необходимость введения в конструкцию дополнительных элементов, а так же соответствующее повышение прочности, обеспечивающее проведение весовых испытаний, при сохранении ограничений на массу модели. В конструкции модели используются особо прочные углетканые наполнители и импортное связующее типа LARIT (Германия), а также алюминиевые сплавы, древесина, стеклопластики.

Конструкция элементов динамически подобной модели включает более 1000 деталей, в том числе специальный крепеж.

Матрицы для формования панелей обшивки используются также в качестве ступеней для сборки модели.

Малая толщина обшивок требует применения специального, особо мелкого крепежа номиналом М1,6, М2, М2,5.

На модель устанавливается семиканальная система управления, включающая бортовой вычислитель, тяги и качалки, сервомашинки управления. Дополнительно изготавливается набор лимбов.

Для обеспечения требуемых вариантов значений массы, центровки и моментов инерции изготавливаются наборы балансировочных грузов из свинцового сплава или вольфрама. Модель для всех вариантов загрузки проходит контрольные

испытания на маятниковом приборе, и, при необходимости, балансировочные грузы дорабатываются.

Free-spinning model of the main passenger aircraft for the study of aerodynamic characteristics at high angles of attack

Evdokimov Y. Y., Trifonov I. V., Usov A. V.

TsAGI, Zhukovsky

In the study of aerodynamic characteristics of the aircraft at high angles of attack and withdrawal methods of the aircraft from the spin, geometrically and dynamically similar models of aircraft are used (free spinning dynamically similar model). They are tested in a vertical wind tunnel T-105 TsAGI in free flight.

The main conditions to be satisfied in the design and manufacture of these models are:

1. Severe model structure mass restricts (2-2.5 kg).
2. Providing given axial and planar moments of inertia of the model with an error <3%
3. Number of download options for testing with multiple target values of moments of inertia, mass and balance.
4. Implementation of the model control system, setting deflecting control surfaces on rudder angle with the desired speed.
5. Equipment models interchangeable wing mechanization elements for the study of variants of the aircraft configuration.

Additional requirements for the model are associated with holding also the weight testing in the T-103 and T-105. Their implementation necessitates introduction of additional construction elements providing two pattern setting tool holder, as well as the corresponding increase in strength while maintaining restrictions on the model weight. In model structure are used particularly strong carbon fiber and matrix LARIT (Germany), as well as aluminum alloys, wood, fiberglass.

The dynamically similar models structure includes more than 1,000 items, including special fasteners.

Skin panels' molds are also used as stocks for the assembly. To simplify assembly operations some devices are installed on mold, also made from model plastic on CNC machines.

The small skin thickness requires the use of extremely small fasteners face value M1.6, M2, M2.5.

Seven-channel control system set on the model includes on-board computer, traction and rocking, control servos. To ensure continued backlash-free (<0.05 mm) work all moving elements of a control system mounted on the instrument bearings. To install adjustment rudders for debugging control system a set of limbs additionally produced.

To ensure the required option weight values, alignment, and moments of inertia are made kits balancing loads made of lead or tungsten alloy. The model for all load options passes control tests with a pendulum device, and, if necessary, balancing loads are being finalized.

Диффузионная сварка жаропрочного сплаваЭП866 с карбонитридом титана

Люпинский А.В., Фёдорова Е.С.

РПКБ, г. Раменское

Развитие отраслей энергетического машиностроения, двигателестроения связано с применением жаропрочных сплавов (ЖС), а также скерамоматричных композитов (например, карбонитрид титана TiNC).

Керамоматричные композиты используются как жаропрочный материал в конструкциях рабочих лопаток двигателей, воспринимающих основное воздействие разогретого потока газов. Карбонитрид титана (TiNC) является инертным химическим веществом и способен выдерживать нагрев на открытом воздухе до температур порядка 1500°C. Для соединения деталей из керамоматричных композитов сварка плавлением практически не применима из-за металлургической несовместимости этих материалов, пайка высокотемпературными припоями осложняется инертностью TiNC.

Наиболее перспективна для этих целей технология диффузионной сварки (ДС), обеспечивающая соединение разнородных материалов при температурах 0,7-0,8 температуры их плавления под воздействием сварочных давлений широкого диапазона.

Эксперименты проводили на установке диффузионной сварки СДВУ-50 с радиационным нагревом и с регулированием скоростей нагрева и охлаждения. Вакуум в рабочей камере был не хуже $1,33 \cdot 10^{-4}$ мм рт. ст. Сварку производили при температурах от 1000°C с шагом 50°C. Сварочное давление $1-3 \text{ кгс/мм}^2$, время сварки 30-60 мин. Вплоть до 1250°C получить соединение напрямую, без промежуточного слоя, не представляется возможным. Для данной пары материалов применены несколько видов промежуточных слоев: на композит наносится гальванический слой никеля толщиной 9-12 мкм, а между свариваемыми поверхностями ЭП866 и композитом помещают фольгу никелевую НП-2 толщиной 0,2 мм.

В результате экспериментов по сварке и их механическим испытаниям на разрыв при комнатной температуре выбран следующий режим: температура $T = 1050-1100^\circ\text{C}$, сварочное давление $1,5-2,0 \text{ кгс/мм}^2$, время сварки 40 мин.-1 ч., скорости нагрева и охлаждения не превышали 10°C/мин. Пластическая деформация образцов из композита отсутствует, у образцов из ЭП866 не превышает 7%.

Литература

1. Люшинский А.В. Диффузионная сварка разнородных материалов. Учеб. Пос. для студентов вузов /Изд. центр «Академия», 2006, 208 с.

Diffusion welding of heat-resistant alloy ЭП866 with titanium carbonitride

Lyushinsky A. V., Fedorova E.S.

RDC, Ramenskoye

Development of power machine build in gand propulsion engineering industries is associated with use of heat-resistant alloys (HRA) as well as ceramic matrix composites (for example, titanium carbonitride TiNC).

Ceramic matrix composites are used as a heat-resistant material in structure of engine blades. The se composites take in the main in fluence from a heated, gas flow. Titanium carbonitride (TiNC) is an inert chemical matter. It can with stand a heating on the open air up to about 1500°C. Diffusion welding is rare ly used for joining detail out of ceramic matrix composites due to metallurgical in compatibility of these materials. Soldering by the use of high-temperature solders is complicated by inertness of TiNC.

The most perspective technology for these tasks is diffusion welding (DW) that provides joining of heterogeneous materials at temperatures 0.7-0.8 of their fusion temperature under the influence of welding wide-range pressure.

Experiments were conducted on diffusion welding machine СДВУ-50 with radiation heating and adjustment of heating and cooling speeds. Vacuum in an operating chamber was no worse than $1.33 \cdot 10^{-4}$ mm Hg. Welding was carried out at temperatures from 1000°C with step 50°C. Welding pressure is 1-3 kgs/mm², time of welding is 30-60 min. It is impossible to obtain a joint directly up to 1250°C without an intermediate layer. Several types of intermediate layers are used for this pair of materials: a 9-12 mcm galvanic nickel layer is applied to a composite, and 0.2 m nickel foil НП-2 is placed between welded joints ЭП866 and composites.

The following mode was selected as a result of welding experiment and mechanical tests of rupture at room temperature: $T = 1050-1100^\circ\text{C}$, welding pressure 1.5-2.0 kgs/mm², welding time 40 min – 1 h., heating and cooling speed not exceeding 10°C/min. There are no plastic deformation of pieces out of composite; deformation of pieces out of ЭП866 does not exceed 7%.

References:

1. Lyushinsky A.V. Diffusion Welding of Heterogeneous Materials. Tutorial for University students / PH "Academy", 2006, p. 208.

Управление состоянием поверхностного слоя деталей машин на основе анализа накопленной энергии при токарной обработке

Филиппова А.В., Безъязычный В.Ф., Прокофьев М.А.

ГГАТУ, г. Рыбинск

Целью данной работы являлось решение задачи установления функциональной зависимости, отражающей влияние накопленной энергии при токарной обработке на характеристики параметров качества поверхностного слоя (шероховатость и степень наклепа) и их взаимосвязь между собой.

На первом этапе исследований экспериментально было определено влияние режимов резания на величину шероховатости и наклепа поверхностного слоя образцов

из сплава ЭИ437БУ-ВД (ХН77ТЮРУ), при следующих условиях:

- при постоянной подаче резания $S = 0,08$ мм/об, глубине резания $t = 0,5$ мм и при скоростях резания V , м/мин, близких к оптимальной;
- при постоянной подаче резания $S = 0,16$ мм/об, глубине резания $t = 0,5$ мм и при скоростях резания V , м/мин, близких к оптимальной.

из стали 45, при следующих условиях:

- при подаче резания $S = 0,04 \pm 0,2$ мм/об, глубине резания $t = 0,45 \pm 0,8$ мм, при частоте вращения шпинделя $n = 715 \pm 1575$ об/мин.

На втором этапе работы был выполнен расчет абсолютной величины накопленной энергии деформации W_T в поверхностном слое образцов после точения с учетом их геометрии и упрочнения по глубине поверхностного слоя H .

Сравнительный анализ изменения шероховатости и наклепа поверхностного слоя при токарной обработке с изменением накопленной энергии деформации в зависимости от режимов резания подтверждает наличие взаимосвязи между этими характеристиками.

Накопленная энергия деформации является параметром, определяющим свойства поверхностных слоев обработанной детали, так как изменения свойств этих слоев относительно исходных является результатом поглощения или выделения энергии.

Проведенные исследования дают возможность использовать полученные зависимости в качестве механизма управления процессом токарной обработки в части обеспечения требуемых параметров качества поверхности (шероховатости, степени наклепа) на основе анализа накопленной энергии.

Результаты работы получены в рамках выполнения базовой части государственного задания Минобрнауки России (НИР 824).

Controlling the state of the surface layer of machine parts based on the analysis of the stored energy of turning processing

Philippova A.V., Bezyazichny V.F., Prokofiev M.A.

RSATU, Rybinsk

The aim of this work was the solution to the problem of establishing a functional relationship reflecting the effects of stored energy of turning processing on the characteristics of the quality parameters of the surface layer (surface roughness and the degree of hardening) and their relationship to each other.

In the first stage of studies in the course of the experiments was to determine the influence of cutting conditions on the value of the roughness and work hardening of the surface layer of samples, fabricated

heat proof alloy, under the following conditions:

- at a constant cutting feed $S = 0,08$ mm/rev, cutting depth $t = 0,5$ mm and a cutting speed V in m / min, close to the optimum speed;
- at a constant cutting feed $S = 0,16$ mm/rev, cutting depth $t = 0,5$ mm and a cutting speed V in m / min, close to the optimum speed.

steel 45, under the following conditions:

- at a cutting feed $S = 0,04 \pm 0,2$ mm/rev depth of cut $t = 0,45 \pm 0,8$ mm, the rotational speed of the spindle $n = 715 \pm 1575$ rev/min.

On the second step was determined absolute value of the deformation energy accumulated in the surface layer W_T samples after turning processing with regard to their geometry and with regard surface hardening layer depth H .

A comparative analysis of changes in surface roughness and work hardening of the surface layer in turning processing and the change of the accumulated strain energy depending on the cutting conditions confirms the relationship between these characteristics.

The stored energy of deformation is a parameter that determines the properties of the surface layers of the workpiece, as the changes in the properties of these layers with respect to the primary is the result of absorption or release of energy.

The studies make it possible to use the this relation as control mechanism turning processing in terms of ensuring the required quality of surface parameters (roughness, degree of hardening) based on an analysis of the stored energy.

The results was obtained in the framework performance of the base part state task the Ministry of education and science of Russian Federation the project no. 824.

**Керамический нанокompозит сложной геометрической формы,
полученный методом гибридного искрового плазменного спекания**

Фокин П.В., Кузнецова Е.В., Переत्याгин П.Ю.

СТАНКИН, г. Москва

Целью данной работы являлось получение изделия сложной геометрической формы в виде сменной многогранной режущей пластины, методом гибридного искрового плазменного спекания. Проведены исследования её микроструктуры, твердости и трещиностойкости, в том числе с целью определения наличия анизотропии механических свойств по всему объему образца.

В качестве исходного материала выбран керамический нанокompозит $Al_2O_3-SiC_n$. Данный материал используется в качестве режущего инструмента обработки жаропрочных сплавов, широко применяемых в авиа и космических отраслях.

На первом этапе исследований была разработана конструкция графитовой пресс-формы квадратного сечения и проведено компьютерное моделирование процесса искрового плазменного спекания. В результате моделирования были определены оптимальные размеры всех составляющих графитовой пресс-формы, подобраны оптимальные нагрузки, при которых не происходит разрушение и деформации пресс-формы и порошкового компакта.

На втором этапе работ были изготовлены пресс-формы и проводились исследования по оптимизации параметров спекания порошковой смеси. Результатом исследований стало изготовление керамического образца материала в форме пластины.

На третьем этапе проводилось исследование свойств полученного материала. Плотность спеченного образца составила $3,83 \pm 0,10$ г/см³, что является 99,2% от теоретической и говорит о сохранении высокой плотности материала при использовании пресс-форм квадратного сечения. Значение твердости незначительно изменялось по всему объему материала, что свидетельствует о равномерном распределении тепла по образцу во время спекания и составило 2209 HV. Среднее значение трещиностойкости для квадратного образца составило 7,74 МПа·м^{1/2} и превысило значения трещиностойкости у материалов, полученных традиционными методами. Анализ микроструктуры показал равномерное распределение волокон карбида кремния по всему объему композита.

Таким образом, при помощи оптимизации технологических параметров процесса гибридного искрового плазменного спекания и специально разработанной графитовой оснастки удалось получить высокие значения механических свойств, а также обеспечить равномерное распределение по всему объему спеченного керамического нанокompозита квадратного сечения.

Работа выполнена при финансовой поддержке Минобрнауки России в рамках Соглашения № 14.577.21.0089 от 22.07.2014 г., уникальный идентификационный номер проекта RFMEFI57714X0089.

**Complex shape ceramic nanocomposite obtained by Hybrid Spark Plasma
Sintering**

Fokin P.V., Kuznetsova E.V., Peretyagin P.Y.

STANKIN, Moscow

The aim of this work has been to obtain complex shape ceramic nanocomposite in type of cutting insert by Hybrid Spark Plasma Sintering. Study its microstructure, hardness and fracture toughness, including determination of anisotropy mechanical properties throughout the sample volume.

For the preparation and sintering of powder composition using Hybrid Spark Plasma Sintering method, have been chosen nanocomposite $Al_2O_3-SiC_{np}$. This material is used as a cutting tool for machining heat-resistant alloys, which widely used in aircraft and aerospace industries.

In the first stage of research graphite mold was designed and the process of hybrid spark plasma sintering with numerical model of square platform was simulated. It was determined the optimum size of all the components of a graphite mold, identified optimal stress load, under which there is no destruction and deformation of the graphite mold and a powder compact.

In the second stage of work, the parameters of sintering the powder mixture has been optimized. As result the square ceramic sample was obtained.

In the third stage of work were studied the properties of the obtained material. The result for the density measurements after the sintering process is $3,83 \pm 0,10 \text{ g/cm}^3$, it's 99% of the theoretical value. The value of fracture toughness is $7,74 \text{ MPa} \cdot \text{m}^{1/2}$ and that more than fracture toughness in the materials obtained by traditional methods of sintering. The microstructure showed a homogeneous distribution of silicon carbide fibers throughout the volume of the composite and preservation of high density material by used molds of square cross section

After optimization the parameters of a hybrid spark plasma sintering, and development of graphite molds was able to obtain high values of mechanical properties, and also its homogeneous distribution throughout the volume of the sintered square ceramic nanocomposite.

This work was supported by the Ministry of Education of the Russian Federation by Contract no. 14.577.21.0089 from 22.07.2014, unique identifier of contract RFMEFI57714X0089.

**Методология подготовки электронной модели изделия
для топологической оптимизации и аддитивного производства
узлов и агрегатов авиационной и ракетно-космической техники**

Фрейлехман С.А., Рипецкий А.В.

МАИ, г. Москва

Целью данной работы является исследование влияния различных типов геометрических и топологических дефектов трехмерных твердотельных моделей, влияющих на качество изготовления изделий, типа узловых пространственных элементов сложной формы, методами аддитивных технологий. Проведение экспериментальных исследований образцов, созданных по технологии лазерного спекания. Разработка параллельных алгоритмов для многопроцессорной техники в области контроля качества геометрии.

Задача автоматизации процесса подготовки твердотельных трехмерных моделей является актуальной как с точки зрения методов контроля качества, так и с позиции разработки методики автоматизации проектирования. Это обусловлено, прежде всего, тем, что интеграция программного модуля оптимизации трехмерной геометрии с системой твердотельного моделирования

позволяет обмениваться данными с различными САПР и решать задачу проектирования без потери данных об изделии и без накопления ошибок в программном коде файла изделия.

На сегодняшний день системы 2D-проектирования почти полностью вытеснены системами 3D-проектирования. Актуальной задачей становится разработка методов качественной подготовки, контроля и сопровождения трехмерной геометрии изделия на всех этапах проектирования, а также ее последующей подготовке к аддитивному производству, что позволит изготавливать изделия высокой сложности с заданной точностью, недоступные при применении «классических» технологий производства.

Методология проведенных работ — проработка теоретических основ методики контроля качества электронной модели изделия; разработка рекомендаций к качеству моделей; разработка геометрических моделей сложной пространственной формы; изготовление экспериментальных образцов по разработанным геометрическим моделям; проведение эксперимента и анализ полученных данных; разработка алгоритмов для получения командных файлов для оборудования с численным программным управлением.

Methodology of preparation of electronic model of a product for topological optimization and the additive production clusters and units aviation and missile and space equipment

Freyekhman S.A., Ripetsky A.V.
MAI, Moscow

The purpose of this work is the research of influence of various types of geometrical and topological defects of the three-dimensional solid-state models influencing quality of manufacture of products, type of nodal space elements of the irregular shape, methods of the additive technologies. Conducting the pilot studies of the exemplars created on technology of a laser baking. Development of parallel algorithms for the multiprocessor technique in the field of quality control of geometry.

The problem of automation of process of preparation of solid-state three-dimensional models is urgent both from the point of view of methods of quality control, and from a position of development of a technique of automation of projection. It is caused, first of all, by the fact that integration of the program module of optimization of three-dimensional geometry with system of solid-state model operation allows to exchange data with various SAPR and to solve a problem of projection without loss of data on a product and without accumulation of mistakes in a program code of the file of a product.

Today the 2D systems – projections are forced almost completely out by the 3D systems – projections. Development of methods of high-quality preparation, monitoring and maintenance of three-dimensional geometry of a product at all design stages, and also its subsequent preparation for the additive production becomes an urgent task that will allow to make the products of high complexity with the given accuracy inaccessible at application of “classical” productions technology.

Methodology of the carried-out works is studying of theoretical bases of a technique of quality control of electronic model of a product; development of recommendations to quality of models; development of geometrical models of the irregular space shape; manufacture of the experimental exemplars on the developed

geometrical models; carrying out an experiment and the analysis of the obtained data; development of algorithms for obtaining command files for an inventory with numerical program control.

Анализ деформации печатных плат аэрокосмического назначения

Васильева Е.В., Хомутская О.В.

МАИ, г. Москва

Одно из главных требований, предъявляемых к авиационной и ракетно-космической технике – массогабаритные показатели аппаратуры. С целью удовлетворения этого требования многослойные печатные платы (МПП) постоянно усложняются, увеличивается плотность соединений. Это приводит к проблеме пространственного совмещения контактных площадок слоев в трансверсальном направлении. Рассовмещение, вызванное деформацией материала подложки и погрешностями технологического характера, вызывает снижение физической надежности МПП, что недопустимо в авиационной и другой аппаратуре ответственного назначения. Неравномерность деформации слоев МПП приводят к их короблению и недопустимому отклонению от плоскостности.

Целью данной работы является анализ понятия «деформации МПП» и факторов, влияющих на деформацию после различных этапов технологического процесса.

Отклонения от плоскостности в виде коробления или скручивания — распространённый дефект, создающий серьезные проблемы при сборке и монтаже печатных узлов на автоматических линиях. После успешной сборки коробленной платы во время ее закрепления в изделии она выпрямляется в плоскость, за счет этого в паяных соединениях возникают напряжения, которые могут привести к травмированию и разрушению паек или внутренних межсоединений в МПП.

Коробление относится к многофакторному явлению и требует комплексного подхода, по устранению следующих причин этого явления: несимметричность конструкции; некачественный материал; отсутствие термообработки стеклотекстолита; неправильное хранение материала; релаксация внутренних напряжений; усадочные явления при полимеризации связующего; разница в температурных коэффициентов расширения материалов; неоднородная сборка пакета слоев; несимметричная фиксация заготовок в пресс-форме; необоснованная толщина диэлектрика; неправильная ориентация направлений тканей; недостаточно отработанный процесс прессования; наличие «горячих точек» при пайке, в которых температура может приближаться к температуре разложения.

Предлагается исследовать деформацию печатных плат с учетом топологии слоя, конструкции МПП, толщин основы и фольги базового материала, температурного коэффициента расширения, структуры материалов и анизотропности стеклоткани. Прогнозирование деформации предлагается делать на основе матмодели из В. А. Можарова «Математическая модель зависимости усадки стеклотекстолита от его конструктивных параметров» работы разбивая поверхность слоя МПП на элементарные квадраты, с последующим расчётом

конечно формы слоя с помощью метода аффинных преобразований (использования матрицы сжатия).

Практическое применение математической модели предполагает под собой замену существующего на сегодняшний день процесса вычисления масштабных коэффициентов фотошаблонов путём тестового прогона МПП с последующим её вскрытием и измерениями линейных размеров на специализированном оборудовании.

Aerospace PCB deformation analysis

Vasilyeva E. V., Khomutskaya O. V.

MAI, Moscow

The weight and overall dimensions of equipment are one of the main requirements for aerospace technique. In order to meet this requirement multilayer printed circuit boards have become more complex, with increasing the density of connections. This results in to a problem of layers pads registration. Amisregistrationcauses by the deformation of substrate material and technological errors. Thismisregistration causes a reduction in the physical reliability of multilayer board. It is unacceptable in aviation equipment and other responsible or high-duty equipment. Variation oflayers deformation in multilayer PCB leads to bowing and twisting with unacceptable deviation from flatness.

The purpose of this paper is to analyze the “deformation multilayer PCB” term and factors which affect the deformation after the various stages of technical process.

The deviation from flatness as warping or twisting is a common defect, which creates serious problems in the installation or assemblies on automatic lines. After a successful assembly of warpingPCBitisfixed in a product, and during this process the PCB is straightened in a plane. Due to this, tensions occur in the solder joints that can lead to damage and a destruction of padsorviasin multilayer PCB.

Warping is a multifactorial phenomenon and requires a comprehensive approach on elimination of the following reasons: asymmetrical design; low-quality material; lack of fiberglass heat treatment; improper storage of materials; internal stress relaxation; shrinkage phenomena during polymerization of the binder; the difference in thermal expansion coefficients of the materials; heterogeneous assembly of layers of the package; asymmetrical locking pieces in the press-mold; unjustified thickness of the dielectric; incorrect orientation of the fabric; inadequate waste molding process; the presence of “hot spots” in soldering, in which the temperature can be close to the degradation temperature.

It is proposed to make research of the PCBs deformation based on the topology of the layer structure of multilayer PCB, bases and foil thickness of a base material, the thermal expansion coefficient of material structure and anisotropy of glass fabric. Prediction of deformation is proposed to make on the basis on mathematical model in paper «The mathematical model of fiberglass shrinkage dependence from its design parameters», Mozharov V., 2013. It is proposed to break the surface PCB layer into elementary squares, followed by calculation of the final shape of the layer using the affine transformations method (compression matrix).

The practical application of a mathematical model involves the replacement of the existing process, which includes many calculating scaling factors exposure mask

through a PCB test run, followed by its (PCB) opening and linear measurements on the specialized equipment

Подготовка специалистов в области проектно-операционного управления предприятием

Костиков Ю.А., Цырков А.В., Цырков Г.А.
МАИ, г. Москва

Разработанная методология проектно-операционного управления (ПОУ) машиностроительным предприятием и решения, определяющее структуру и содержание элементов математического, информационного, методического и организационного обеспечений, позволили приступить к разработке учебного модуля, специализирующего подготовку в области ПОУ.

Методические решения системы ПОУ организуют взаимодействие между PLM и ERP системами. Интеграции подлежат методы:

- PLM систем по управлению процессами разработки – PM (Project Management), основанные на модели потока работ (Work Flow – WF);
- ERP систем в управлении производством, базирующиеся на положениях об операционной деятельности в соответствии со стандартами группы MRP-II, а также идеи APS (Advanced Planning and Scheduling), в российской интерпретации, определяемые как системы СПО (синхронное планирование и оптимизация).

Организационно-методическая модель системы ПОУ включает высокоуровневые бизнес потоки (БП): сопровождение разработки; подготовка схемотехнических решений; расчет плана; управление процессами; мониторинг процессов.

Планирование и последующие управление и мониторинг процессов создания СТС проводятся на принципах организации бережливого производства (LP – Lean Production). Планировщик процессов формирует общий поток работ, объединяя локальные цепочки работ по созданию изделий и их компонент, объединяя объекты опытного и серийного производства.

Построение функционально-организационных решений по процессам создания (разработки и изготовления) изделий осуществляется с применением проектно-конструкторских и производственно-технологических баз знаний (БЗ), позволяющих синтезировать «сквозные», по стадиям жизненного цикла, локальные решения.

Таким образом, специализация учебного плана состоит в углубленной подготовке по теоретическим вопросам применения методов PM, WF, MRP-II, APS, LP, БЗ и их практической реализации в корпоративных информационных системах предприятий.

Разработка этого инновационного учебного плана проводится на кафедре «Технологии интегрированных автоматизированных систем» в рамках программы подготовки магистров по направлению «Информатика и вычислительная техника». Практическая подготовка проводится на примерах создания авиационной, ракетно-космической техники и изделий сложной технической продукции специального назначения.

enterprise management

Kostikov Yu.A., Tsyrcov A.V., Tsyrcov G.A.
MAI, Moscow

The developed project and operational management methodology of an engineering enterprise and solutions, that define the structure and elements content of mathematical, information, methodological and organizational provisions, allowed to start the training module developments specialized in training of specialists in the field of project and operational management.

Methodical solutions of project and operational management system arrange interaction between PLM and ERP systems. The following methods are to be integrated:

- PLM systems for managing development processes – PM (Project Management) based on work flow (WF) models;
- ERP systems in production management, based on operating activities statements in accordance with MRP-II group standards, as well as APS (Advanced Planning and Scheduling) ideas, in Russian interpretation, it is defined as SPO system (Simultaneous Planning and Optimization).

Organizational and methodological model of the project and operational management system includes a high-level business flows (BF): development support; training of circuit solutions; plan calculation; process management; process monitoring.

Planning and subsequent management and monitoring of complex technical systems creation process held on the lean production (LP) principles. A process scheduler generates an overall work flow, combining local work chains on products creation and their component, combining pilot and serial production facilities.

Construction of functional and organizational solutions for products creation process (design and manufacturing) is performed with the use of project engineering and industrial-technological knowledgebase (KB) that can generate “cross-cutting”, according to the life cycle stages, local solutions.

Thus, a curriculum speciality consists of advanced training in theoretical issues of application of PM, WF, MRP II, APS, LP, KB methods, and their practical implementation in corporate information systems of an enterprise.

The development of this innovative curriculum is carried out at the “Technology of integrated automated systems” department within master degree program for “Informatics and computer science” educational profile. Practical training is conducted on examples of an aviation, rocket and space equipment and items of complex technical products for special purposes.

Методы подготовки данных для системы проектно-операционного управления

Цыркoв Г.А., Цыркoв А.В.
МАИ, г. Москва

Базовой идеей проектно-операционного управления (ПОУ) на машиностроительном предприятии является консолидация функций PLM и ERP комплексов по планированию и управлению процессами создания технических систем, построение информационно-алгоритмической модели сквозного управления проектными и производственными процессами.

Наиболее проблемной задачей, присущей построению любых систем планирования и управления, является подготовка данных, адекватно описывающих моделируемые процессы. Суть проблемы в том, что с одной стороны, – большой объем данных и необходимый тщательный их анализ и расчет на подготовительной стадии процесса планирования приводит к значительным трудовым затратам и временным потерям. С другой, – проектная деятельность, НИРы и ОКРы, как перспективные направления применения ПОУ, приводят к частым изменениям в объектах проекта, что усугубляет проблему подготовки данных для управления процессами.

Решением проблемы стало создание комплекса специализированных процедур и проектно-конструкторских и производственно-технологических баз знаний (БЗ), автоматизирующих процессы подготовки данных на основе структурно-параметрического синтеза при формировании цепочек работ (как элементов общего потока) и определении их атрибутики (трудоемкость, длительность, объемов продукции в натуральном выражении, применяемость...) для расчета планово-ресурсных характеристик потоков работ. К числу базовых процедур подготовки данных отнесены: конструкторско-технологическое разуживание и расчет применимости элементов в комплексах данных, описывающих сдаточный объект по изделию, либо консолидированный план предприятия; формирование цепочки этапов проектно-производственных работ для элемента изделия; формирование содержания этапа цепочки работ (процесс создания КД, технологический процесс, процедура закупки, ...); моделирование атрибутивных характеристик потоков работ для материальных и информационных подразделений. Базовые процедуры и обработка БЗ построены на основе структурно-параметрического моделирования.

Уровень синтеза схемных решений может соответствовать разным уровням детализации процесса: кооперация между предприятиями; перемещение между подразделениями предприятия; переходы на уровне рабочих мест в подразделении; отдельные действия и операции и т.п. Кроме того при формировании решения возможно сочетание уровней детализации, например, состав и последовательность этапов разработки документации с перечислением действий по каждому этапу.

Разработанный комплекс программно-методических средств обеспечивает адекватное решение задачи для ПОУ.

Data preparation methods for project and operational management system

Tsytkov G.A., Tsytkov A.V.
MAI, Moscow

The basic idea of the project and operational management at an engineering enterprise is to consolidate the functions of PLM and ERP systems for planning and management of creating technical systems process and to construct the information and algorithmic model of cross-cutting project and production processes management.

The most problematic issue inherent in constructing of any planning and management system is to prepare the data, that describes simulated processes appropriately. The essence of the problem is that on the one hand - a great amount of data, its analysis and calculation in a planning process preparatory stage leads to

significant added activities and time loss. On the other hand – project activities, research and development, as perspective directions of project and operational management use lead to frequent changes in project objects, thus exacerbating the problem of data preparation for process management.

The solution was the creation of specialized procedure complex and project-engineering and industrial-technological knowledgebase (KB), that automates data preparation processes on the basis of structural-parametric synthesis in work chain formation (as elements of total flow) and their attributes definition (laboriousness, duration, production volume in physical terms, applicability...) to calculate planning and resource characteristics of the work flow. The basic procedures of data preparation include: engineering-technological explosion and calculation of elements applicability in the data complexes, that describe facility product acceptance or consolidated plan of the enterprise; creation of project and production activities chain stages for a product element; creation of chain stage content (the process of construction documentation creation, engineering process, procurement procedure, ...); modeling of work flow attributive characteristics for financial and informational departments. Basic procedures and KB processing are constructed on the basis of structural-parametric modeller.

The synthesis level of circuit design can correspond to different levels of process detailing: cooperation between enterprises; transfer between departments; transitions at the level of jobs within department; individual actions and operations, etc. Additionally, while making decisions it is possible to combine levels of detailing, for example, structure and sequence of stages of documentation development with those actions at each stage.

The developed curriculum complex provides an adequate solution to the problem for project and operational management.

Экспериментальное исследование авиационных материалов с дефектами

Покровский А.М., Чермошнцева А.С.
МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

Целью данной работы являлась оценка жизненного цикла авиационных материалов с дефектами типа отслоение.

Отслоение является одним из наиболее распространенных видов дефектов в композитных материалах. Это может произойти в результате несовершенства производственного процесса или воздействия внешних факторов в течение всего срока эксплуатации слоистых конструкций, таких, как влияние внешних факторов. В данной работе представлены результаты механических испытаний и определение оптимальной степени наполнения композиционных материалов (КМ) гидрофобным нанопорошком Таркосил-20(Т-20) в зависимости от массовой концентрации.

Образцы были изготовлены из двадцатислойного препрега (стекловолокна или углеродного волокна) с заложёнными межслойными дефектами с добавлением в связующее нанодисперсных частиц (диоксид кремния) различной объёмной концентрацией от 0,1% до 0,5%. Промышленная марка стеклоткани – Т-25 (ВМ) ТУ 6-11-380-76. Тонкая полоска из тефлоновой пленки, толщиной 10 - 100 микрон, имитирует дефект. Данные исследования были выполнены впервые.

Таким образом, для исследований были изготовлены по 10 образцов с различной массовой концентрацией (всего 30 образцов). Для сравнительного анализа изготовлены контрольные образцы (КО) без нанодобавок с заложённым межслойным дефектом (10 образцов).

Для проведения испытаний была разработана установка, разработаны и изготовлены специальные захваты.

Для определения предела прочности образцов использовали электромеханическую испытательную машину Instron 5982. В процессе нагружения выполняется автоматическая фиксация зависимости прикладываемых к образцу сил P от осевого перемещения. Непрерывное сжатие образца продолжали до полного отслаивания слоя от остальной дефектной части или полного разрушения образца.

Анализ полученных данных показал, что введение порошка Таркосил в КМ с дефектами приводит к изменению прочности смеси на их основе. Наилучший результат, по сравнению с контрольными образцами, был обнаружен в образцах с наноматериалами Т-20 при концентрации 0,3%.

Experimental research of aviation materials with defects

Pokrovskiy A.M., Chermoshentseva A.S.
BSTU, Moscow

The aim of this research was to assess the life cycle of aviation materials with defects type of delaminations.

Delamination is one of the most common failure modes of composite materials. It may occur as a consequence of imperfections in the production process or the effects of external factors during the operational life of the composite laminates, such as the impact by foreign objects. This paper presents the results of mechanical tests and the optimum degrees of filling the composite materials (CM) with hydrophobic nanopowder Tarkosil - 20(T-20) depending on the latter mass concentration.

The samples were fabricated of twenty-ply pre-preg (fiberglass or carbon fiber). The samples were fabricated with the included defect between the layers. The composite materials have nanosized additives in structure. The volume concentration of nanopowders is varying from 0.1% to 0.5%. The industrial grade glass is T-25 (VM) specification 6-11-380-76. Teflon film was embedded in the laminate. It is simulate the presence of a delamination. Teflon film thickness is 10-100 microns. This kind of research has been done for the first time.

Thus for research, 30 samples were made with the different mass concentration. For a comparative analysis the control samples (CS) were fabricated without nano-additives, but with the included defect between the layers (10 samples).

For experimental research we have designed and produced two versions of the clips, ensuring full compression pressure.

In order to determine the tensile strength of the samples we used an electromechanical testing machine. The loading process is performed according to the automatic locking force applied to the sample P on the axial displacement. Continuous compression of the sample was continued until complete delamination layer from the rest of the defective part or the complete destruction of the sample.

The analysis of the data showed that the introduction of powder Tarkosil in CM with defects leads to the change in the strength of the mixture made on their basis. The

best result of as compared to the control samples was detected in the samples with nanomaterials with T-20 at the concentration of 0.3%.

Разработка автоматизированной информационной системы «Титановые сплавы» с возможностью прогнозирования характеристик и свойств сплавов

Егорова Ю.Б., Чибисова Е.В., Мамонов И.М.
МАИ, г. Ступино

В настоящее время накоплено большое количество справочной информации о титане и титановых сплавах, однако эти данные разрознены и зачастую носят неполный характер. Новые научные сведения чаще всего недоступны или из-за высокой стоимости, или из-за ограниченного распространения. Доступ к промышленным данным предприятий практически полностью закрыт. Анализ баз данных, находящихся в открытом доступе в сети Интернет, показал, что в них можно найти только самую общую информацию, поэтому актуальной задачей является разработка АИС, содержащей научные и технологические сведения о титановых сплавах, а также дающей возможность вероятностно-статистического прогнозирования свойств различных полуфабрикатов с учетом технологического уровня развития производства.

База данных системы представляет собой реляционную БД, состоящую из более, чем 20 таблиц для хранения стандартных справочных данных, а также дополнительные научные и технологические сведения, которые отсутствуют в нормативной документации. На основе установленных статистических зависимостей ведётся разработка модулей для прогнозирования различных характеристик и свойств. Интерфейс системы представлен в виде веб-сайта, в данный момент приложение проходит тестирование и доработку на базе локальной вычислительной сети Ступинского филиала МАИ. Разработка ведётся в среде Microsoft Visual Studio по технологии ASP.NET. Предусмотрено разделение прав доступа: для добавления новых, удаления и редактирования существующих данных необходимо обладать правами администратора. Поиск информации в БД осуществляется на основе классификатора марок. Для этого в ходе настоящей работы были созданы вспомогательные таблицы, с помощью которых отечественные титановые сплавы промышленных марок были атрибутированы по различным признакам. Для оценки качества введенной информации (правильности заполнения) была проведена экспертная проверка классификатора, к которой были привлечены ведущие ученые – специалисты в области титановых сплавов из ВИАМ и МАИ (ранее МАТИ).

В дальнейшем планируется размещение системы в сети Internet. Представители предприятий отрасли, университетов, лабораторий, смогут войти в систему под своим уникальным именем и сохранить в ней свои данные. В свою очередь, исследователи получают доступ к данным, с помощью которых смогут проверить свои гипотезы. Также планируется разработка средств для обсуждения полученных результатов внутри системы.

The development of automated information system “Titanium alloys” with the ability to predict the characteristics and properties of the alloys

Egorova Yu.B., Chibisova E.V., Mamonov I.M.

At the present time there is a large amount of background information about titanium and titanium alloys, however these data are fragmented and often are incomplete. New scientific information often is not available because of its high cost or limited distribution. Access to the data of industrial enterprises is almost completely closed. The analysis of databases, publicly available on the Internet has shown that only general information can be found in them, so the urgent task is to develop AIS containing scientific and technological information about titanium alloys, and also enabling prediction of probabilistic and statistical properties of different semi-finished products taking into account the technological level of production.

The system uses a relational database consisting of more than 20 tables for storing reference data, and an additional scientific and technological information, which is absent in normative documents. On the basis of established statistical relationships modules for prediction of different characteristics and properties is being developed. The system interface is presented in the form of a website, at the moment the application is being tested and passed the rework on the basis of local area network of Stupino filial agency of MAI. The development is carried out in Microsoft Visual Studio environment on ASP.NET technology. There is the division of access rights: to add new, delete, and edit existing data users must have administrator rights. Finding information in the database is based on the marks classifier. In this work the supporting schedules, by which domestic brands of industrial titanium alloys have been attributed to various signs, have been created. To assess the quality of the entered information (correct filling) the expert verification of the classifier, to which leading scientists – experts in the field of titanium alloys VIAM and MAI (formerly MATI) – were attracted, was held.

The deployment of the system on the Internet is planned. The representatives of the industry, universities, laboratories will be able to sign in System using their unique name and save in database their own data. In turn, researchers will have access to data, by which they can test their hypothesis. It is also planned to develop tools for the discussion of the results obtained within the system.

Использование α -критерия для диагностики усталостных трещин в авиаконструкциях методом акустической эмиссии.

Шанявский А.А., Банов М.Д., Беклемисhev Н.Н.

МАИ, г. Москва

Развитие усталостных трещин в элементах авиаконструкций происходит по разным причинам и связано с обеспечением безопасности полётов в условиях эксплуатации воздушных судов по принципу безопасного повреждения [1]. Опыт исследования причин разрушения элементов авиаконструкций в эксплуатации показал, что существующие методы и средства неразрушающего контроля не в полной мере могут обеспечить своевременное выявление усталостных трещин разными методами неразрушающего контроля. В первую очередь это обусловлено тем, что трещины могут возникать от дефектов материала, которые расположены в зонах, доступных для контроля только методом Акустической Эмиссии (АЭ), Однако этот метод не нашёл широкого

применения на практике поскольку он требует возбуждения объекта при его контроле.

На самом деле, в течение длительного времени проведение комплекса исследований применительно к образцам и элементам конструкций было показано, что методом АЭ могут быть выявлены не только очаги усталостного разрушения в труднодоступных зонах конструкции, но также трещины выявляют в случае их зарождения под поверхностью [2]. С этой целью предложено использовать, так называемый, α - критерий, который характеризует резкое изменение угла наклона на акустограмме, отражающей последовательное накопление суммарного сигнала АЭ по времени или по количеству циклов нагружения материала или элемента конструкции.

В представленном докладе приведены систематизированные данные по контролю некоторых элементов конструкции самолётов и двигателей гражданской авиации на основе α -критерия. Данные АЕ-контроля гидроцилиндров, компрессорных дисков и лопаток турбин были сопоставлены с данными количественной фрактографии. Показано, что использование α - критерия позволяет с высокой эффективностью своевременно выявлять трещины в зонах, которые недоступны для других современных методов неразрушающего контроля.

Литература

1. Шанявский А.А. Безопасное усталостное разрушение элементов авиаконструкций. Синергетика в инженерных приложениях. Уфа, Монография, 2003, 800с
2. Shanyavskiy A., Banov M. The twisting mechanism of subsurface fatigue cracking in Ti-6Al-2Sn-4Zr-2Mo-0.1Si alloy. Engineering Fracture Mechanics, 77, 2010, pp. 1896-1906.

Acoustic Emission diagnostic of aviation structures fatigue cracking based on α -criterion

Shanyavskiy A.A., Banov M.D., Beklemishev N.N.
MAI, Moscow

Fatigue cracking of aircraft structures takes place because of many causes and exists in accordance with tolerance damage principle that have been introduced in service [1]. Long time of engineering failure analyses of aircraft structures has shown that different non-destructive tests that used in service for aircraft inspections have not enough effectiveness because of different causes.

First of all this situation related to material defects which can be appeared in various area of structures and their location sometimes takes place in the area where Acoustic Emission (AE) is only one for effective using. Nevertheless this method has not intensive using in practice because testing structure realizes with its external cyclic loading.

Wide range of specimens and structures testing during long time have shown that AE non-destructive inspection can be very effective applicable to cases when crack initiation takes place in area where crack cannot be detected another non-destructive methods. Most of all, AE inspection is very useful in the case when crack originates subsurface [2]. To do that it was introduced, so called, α - criterion. It is angle of drastically transition to acceleration of summarized AE-signals which registered

during non-destructive inspection specimens or aircraft structures in dependence on number of cycles.

The presentation discussed systematized data of non-destructive inspection different type of structures for aircraft and gas-turbine engines. They are based on using a - criterion. Results of non-destructive inspection hydrocylinders, compressor disks and turbine blades where compared with data of quantitative fractographic analyses. It was demonstrated that using a-criterion gives possibility to discover crack in areas where it cannot be detected another non-destructive methods.

1. A.A. Shanyavskiy. Tolerance fatigue cracking of aircraft structures. Synergetic in engineering applications. Ufa, Monograph, 2003, 800p.

2. Shanyavskiy A., Banov M. The twisting mechanism of subsurface fatigue cracking in Ti-6Al-2Sn-4Zr-2Mo-0.1Si alloy. Engineering Fracture Mechanics, 77, 2010, pp. 1896-1906.

Исследование и отработка технологии получения типовой детали остекления вертолета из абразивостойкого, обогреваемого органического слоистого материала

Шаталин Н.В., Остролюцкий Д.А.

ОНПП Технология, г. Обнинск

Эффективность функционирования и летно-технические характеристики современных самолетов и вертолетов зависят от вида и конфигурации применяемого для них остекления. Существующие конструкции остекления представляют собой либо монолит из силикатного или органического стекла, либо различные композиции (органо-силикатные или органо-органические триплексы).

Разработка технологии изготовления облегченного, электрообогреваемого, пищестойкого (ударопрочного) органо-органического триплекса с абразивостойким защитным покрытием для остекления вертолета.

Типовая деталь остекления кабины пилота - лобовое стекло вертолета Ка-62 с габаритами 1161x888 мм и сложной кривизной. Материалы, используемые для изготовления детали остекления: органическое стекло марки АО-120С (ТУ 2216-007-25558743-2011) толщиной 3 мм, поликарбонат марки Lexan Margard FMR5XТили Novattro (ТУ 2246-003-81057157-2008) толщиной 3 мм, полиуретановая пленка Duraflex А4700 в качестве склеивающего слоя. Для подачи электропитания на электронагревательные элементы применяют токоподводы в виде токопроводящих шин. В ходе отработки различных способов нанесения электропроводящих шин был выбран гальванический метод нанесения. По причине низкой абразивостойкости и склонности к «серебрению», решением данной проблемы может являться нанесение на поверхность органических стекол защитных лаковых покрытий.

Исследование электрических свойств опытных образцов, с нанесенными медными шинками гальваническим методом, выявили необходимость увеличения толщины токоподводов (шинок). Сборка стеклопакетов проводилась на форме с формообразующей поверхностью. Процесс склейки состоит из следующих этапов: предварительного (холодная и температурная склейки) и окончательного (автоклавная склейка). В качестве защитного абразивостойкого покрытия применялся силиконовый лак (ГНИИХТЭОС).

Изготовлена типовая деталь остекления вертолета из абразивостойкого, обогреваемого органического слоистого материала.

Investigation and development of the process for the manufacture of typical helicopter glazing product from organic abrasion-resistant laminated material

Shatalin N.V., Ostrolutsky D.A.

ORPE Technologiya named A.G. Romashin, Obninsk

Operating behavior and performance characteristics of the present-day airplanes and helicopters depend on the type and geometry of glazing. Currently available glazing usually constitutes a monolithic structure from silicate or organic glass or various compositions (organo-silicate or organo-organic triplex glass).

Development of the process for the manufacture of light birdproof (impact-resistant) organo-organic triplex with abrasion-resistant protective coating for the electrically heated glazing of helicopters

A typical part of cockpit glazing: windshield for Ka-62 helicopter with overall dimensions 1161x888 mm and intricate curvature. Materials used: 3 mm thick organic glass AO-120S (TU 2216-007-25558743-2011), 3 mm thick polycarbonate Lexan Margard FMR5XT or Novattro (TU 2246-003-81057157-2008), polyurethane film Duraflex A4700 as an adhesive layer. Current distributors in the form of busbars are used for the delivery of electric energy to the heating elements. In the course of trying out various methods of busbar application a galvanic method was chosen. Because of low abrasion resistance and tendency to "silvering" the problem can be solved through the application of protective lacquer coating to the organic glass surface.

The investigation of electrical characteristics of the test specimens with copper busbars applied by a galvanic method has revealed the need for the increase of busbar thickness. The glass units were assembled on the tool with shape-generating surface. The gluing process included a preliminary stage (cold and hot gluing) and a final stage (autoclave gluing). Siloxane lacquer (GNIChTEOS) was used as a protective abrasion-resistant coating.

A typical part of electrically heated helicopter glazing from organic abrasion-resistant laminate material has been manufactured.

Улучшение свойств тепловой защиты гиперзвуковых летательных аппаратов путем снижения каталитической активности поверхности

Шкуратенко А.А.

МАИ, г. Москва

Дальнейшее развитие летательных аппаратов авиационной и ракетно-космического плана сопряжено с интегрированием достижений как авиации, так и ракетной техники. Только такое сочетание способно инициировать развитие летательных аппаратов нового поколения. Такими аппаратами станут, гиперзвуковые летательные аппараты планирующего класса (ГЛА). Обладая громадной скоростью ($M > 6$), ГЛА способны не только в разы сократить время полёта пассажиров и грузов на дальние межконтинентальные расстояния (ГЛА гражданского назначения), но и выполнять необходимый маневренный полёт как в плотных слоях атмосферы, так и в условиях космического пространства (военно-стратегические ГЛА). Однако при таких скоростях полёта в верхних (50-70 км) и

тем более в плотных нижних (≤ 30 км) слоях атмосферы конструкция аппарата подвергается интенсивному аэродинамическому нагреву. В результате для создания ГЛА необходимо преодолеть тепловой барьер, т.е. решить проблемную задачу - разработать специальную тепловую защиту. Эта проблемная задача сложная (комплексная). Над её решением в настоящее время работают учёные развитых стран Мира. Комплексность проблемы выражается в двух аспектах:

- во-первых, необходимо решить внешнюю задачу аэродинамического нагрева конструкции ГЛА, которой сопутствуют множество теплотехнических, физико-химических, газодинамических и других процессов;

- во-вторых, необходимо решить внутреннюю задачу – создать термостойкие и жаропрочные лёгкие материалы, способные в отсутствии их разрушения противодействовать во время полёта интенсивному конвективному нагреву.

В этом плане в докладе излагаются результаты исследований, планируемых и проведенных на лабораторной базе кафедры «Авиационно-космической теплотехники» МАИ.

Одной из таких проблемных задач является задача снижения интенсивного конвективного теплообмена, реализуемого на поверхности ГЛА при наличии химически активного пограничного слоя. Решение этой задачи тесно связано термо-газодинамическими и физико-химическими процессами. Например, снижение конвективного теплообмена в конструкцию ГЛА возможно путём применения в системе тепловой защиты аппарата материалов теплозащитного назначения, обладающих низкой каталитической активностью. Применение таких материалов в несколько раз снизит интенсивность теплообмена в конструкцию аппарата, и значительно на 20...30% уменьшит массу тепловой защиты аппарата. Это актуально.

Improvement of thermal protection properties of hypersonic aircrafts by reducing the catalytic activity of the surface

Skuratenko A.A.

MAI, Moscow

Further developments of aircraft and spacecrafts are linked with the integration of new technologies, should it be in aviation or booster technologies. Only such a combination will be able to initiate the development of new generation aircraft. These apparatus will be hypersonic gliding airplanes. With a considerable speed ($\text{mach} > 6$), these aircraft will not only be able to reduce the passenger and cargo flight time for intercontinental flights (commercial aircraft), but also make manoeuvrable flights in thicker layers of the atmosphere as well as in space (military aircraft). Nevertheless for these flight speeds in the higher layers of the atmosphere (50-70km) and in the lower layers (≤ 30 km) the structure of the aircraft is exposed to intense aerodynamic heat. As a result, to be able to create such types of aircraft new special heat shields need to be developed in order to resist the heat barrier. This is a complex issue. Several scientists throughout the world are currently working on solving it. The complexity of the problem is two fold:

- first of all, the external problem of aerodynamic heat of aircraft construction needs to be solved, an issue linked with a plethora of processes: thermotechnical, physico-chemical, gas dynamics etc.

- secondly, there is an internal problem - the creation of thermoresistant and heatresistant light materials that would be capable, if intact, react to the intense heat convection during the flight.

This presentation will present the results of planned and achieved studies made at the laboratory of the Moscow Aviation Institute's chair of Aerospace heat transfer.

One such problem is the task of reducing the intensive convective heat transfer that occurs on the surface of the aircraft if active chemicals are on the surface of the aircraft. The resolution of this question is linked to gas dynamics and physico-chemical process. For example, the lowering of the convection of thermal exchange in the construction of aircraft is possible through the use of thermal protection which has a catalytic activity.

Use of such materials may reduce by several times the intensity of heat transfer in the aircraft, and therefore substantially reduce by 20...30% the mass of the thermal protection of the aircraft. This is a very relevant question.

Возможности BI-систем для решения задач информационного сопровождения технологических баз знаний предприятий аэрокосмической отрасли

Цырков Г.А., Шустров В.В.
МАИ, г. Москва

Современные отечественные предприятия, реализующие свою деятельность в области производства сложной технической продукции, используя различные современные системы информационного сопровождения на различных этапах жизненного цикла изделий, накопили огромное количество важных производственно-технических данных, необходимых для анализ в целях дальнейшего развития и поддержания конкурентного преимущества на рынке.

На текущей момент времени появляется множество систем бизнес-аналитики (Business Intelligence), способных поспособствовать решению задач агрегации информационных потоков на предприятии. Основной целью таких систем является проведение наиболее точного анализа текущего состояния предприятия с помощью различных инструментов и современных методов обработки данных.

В системах бизнес-аналитики можно выделить 4 ключевых аспекта применения:

- Аналитика. Анализ получаемых данных на предприятие для поиска оптимальных решений, прогнозирования, рассмотрения сложных процессов. Неотъемлемый инструмент оптимизации бизнес-процессов.
- Представление. Наглядность представления данных по состоянию организации. Данные могут быть представлены в виде сложных иерархических структур, графиков, диаграмм и таблиц.
- Отчётные формы. Необходимость закрытия эстампов производства, календарных периодов всегда происходит с задачей отчётных форм, и во многих BI системах генерация отчётов происходит автоматически или по желанию пользователя.
- Управление и накопление знаний. При больших объёмах данных, анализ различных источников не всегда доступен, но большинство современных BI систем имеют такую возможность. Системы способны «впитать» в себя любые

источники информации, начиная от обычных текстовых документов формата «txt» до огромных баз данных (Big Data).

Системы бизнес-аналитики могут использоваться в аэрокосмической промышленности для осуществления общего анализа и агрегирования большого количества информационных потоков, способствующих подготовки данных для системы проектно-операционного управления.

BI-systems capabilities for solving problems of information support of enterprises technological knowledge bases in aerospace industry

Tsyrcov G.A., Shustrov V.V.

MAI, Moscow

Modern domestic enterprises that implement their activities in the field of complex technical products manufacturing, using a variety of contemporary information support systems at different stages of product life cycle, have accumulated a great amount of important production and technical data that is necessary for analysis in order to further development and maintaining a competitive advantage in the market.

Today there are a lot of Business Intelligence (BI) systems, that can help to solve the problem of information flows aggregation at an enterprise. The main purpose of such systems is to conduct the most accurate analysis of an enterprise current status, using a variety of tools and modern methods of data processing.

There are 4 key application aspects in BI-systems:

- **Analytics.** Data analysis for an enterprise is to find optimal solutions, forecasting, considering complex processes. It is an essential tool for business process optimizing.

- **Representation.** A visual representation of data about organization status. Data can be presented in the form of complex hierarchical structures, graphs, charts and tables.

- **The reporting forms.** The need for production prints closure and calendar periods always takes place with the reporting forms issue, and many BI-systems generate reports automatically or according to user's request.

- **Management and accumulation of knowledge.** When there is a great amount of data and analysis of the different sources are not always available, most modern BI-systems have this capability. Systems are capable to "absorb" any information sources, ranging from simple text documents, the "txt" format, to big data.

Business intelligence systems can be used in the aerospace industry to provide general analysis and aggregation of a great amount of information flows that contribute to the data preparation for project and operational management.



НПО ЭНЕРГОМАШ
имени академика В. П. Глушко
основано в 1929 году

АО «НПО Энергомаш имени академика
В. П. Глушко»
г. Химки, Московская область,
ул. Бурденко, д. 1
E-mail: energo@npoem.ru
www.npoem.ru

Ведущее российское предприятие в сфере разработки, испытания и производства мощных жидкостных ракетных двигателей для космических ракет-носителей.

Почти половина пусков всех космических ракет-носителей в мире осуществляется с использованием двигателей НПО Энергомаш. Создано более 60 мощных маршевых двигателей, позволяющих надёжно выводить, как большинство российских, так и многие зарубежные космические объекты.

Успешное международное сотрудничество с американскими ракетно-космическими корпорациями в сфере поставок двигателя РД-180 для РН «Атлас 5», а также двигателя РД-181 для усовершенствованной РН «Антарес».

Сегодня АО «НПО Энергомаш имени академика В. П. Глушко» становится головным предприятием в интегрированной структуре ракетного двигателестроения, в состав которой войдут ведущие двигателестроительные предприятия страны. Процессы интеграции позволят оптимизировать разработку и производство ракетных двигателей различного назначения, создать общие базы конструкторских решений, новых технологий и изобретений, объединить ресурсы и компетенции для выхода на новые рынки.

4. Энергетические установки авиационных, ракетных и космических систем

4. Power Units of Aviation, Rocket and Space Systems

Development and Application of High Flow Steam Generator

Zhao Hong, Liang Huai-xi, Guo Ting
BISTT, Beijing, China

Liquid oxygen (gas oxygen)/alcohol (isopropyl alcohol) steam generator steam supply based on the combustion chamber structure of liquid rocket engine thrust chamber is widely used in the high-altitude simulation test bed of liquid rocket engine. In the working process of liquid oxygen oxygen alcohol vapor generator, it is necessary not only to solve the technical difficulties in the work of liquid rocket engine thrust chamber, but also to solve the long-life, multi-start, continuous working time of the ground test equipment. In order to explore the key technology of high flow liquid oxygen alcohol vapor generator, from 2008, Beijing Institute of Space Testing Technology developed a steam generator with a flow rate of 50kg/s, and carried out cold and heat test and practical application.

In the development process, has carried out the following work:

- Based on the design and calculation results, the mathematical model was built, and the combustion, flow and strength checking were carried out by ANSYS software.
- Using software PROE to establish a three-dimensional model, and direct the processing;
- Using liquid nitrogen, alcohol flow test, to obtain the relationship between pressure drop and flow, and work out the work sequence;
- Developed the use of hydrogen oxygen igniter, improved ignition reliability;
- The steam generator performance test and the reliability test were carried out, and the thermal protection of the injector panel was completed.

The developed steam generator provided steam at 50kg/s, pressure of 1.0 MPa and steam temperature of 300 °C on the thrust 7500 N engine test bed. From 2011 to 2015, the cumulative work of more than 120,000 seconds, a single maximum working time of 3000 seconds, 600 tons of steam production, the reliability of more than 98%, completed nearly 20 space engine test tasks.

Исследование и анализ конструктивных способов совершенствования трубчатых газо-воздушных и воздухо-воздушных теплообменников авиационных ГТД

Аббаварам Ревант Редди, Нестеренко В.В., Нестеренко В.Г.
МАИ, г. Москва

Целью данной работы являлось исследование особенностей проектирования и технологии изготовления двух видов трубчатых теплообменников: газо-воздушных (ГВТ) и воздухо-воздушных (ВВТ) теплообменников,

устанавливаемых в выхлопной части рекуперативных ТВД или в наружном контуре ТРДД или ТРДДф.

ГВТ современных и перспективных авиационных ГТД могут быть спроектированы с поверхностями нагрева типа Френкеля, представляющими собой гофрированные пластины, уложенные друг на друга таким образом, что каналы на смежных пластинах перекрещиваются, отдельные струйки теплоносителя турбулизируются и это приводит к росту теплоотдачи. Величина теплоотдачи, при увеличении угла скрещивания каналов, возрастает в 3...4 раза. Однако при этом существенно увеличивается гидравлическое сопротивление. Самое главное, при малой толщине пластин, которая должна быть не более 0,3 мм, в местах взаимодействия холодного и горячего воздуха при работе теплообменника возникают трещины термического характера, течи и перемешивание холодного и горячего воздуха, что приводит к падению расчётной величины степени регенерации. В данной работе рассмотрен трубчатый рекуператор, представляющий собой пакет тонкостенных профилей с овальными трубками, и минимальными потерями полного давления. Представлена конструктивная схема установки рекуператора в выхлопном канале ТВД, и расчётная зависимость повышения эффективного КПД цикла в зависимости от параметров ГТД: температуры газа на входе в турбину и рекуператор, величины степени повышения давления в компрессоре. Максимальная величина эффективного КПД в таком ГТД может составлять порядка 42%. Трубчатый рекуператор реализован в ТВД Роллс Ройс С 20В/Т63-А-720 и С30R13. Трубчатый ВВТ также может быть спроектирован из круглых или овальных трубок малого диаметра – 3...6 мм, которые образуют многоходовые секции с перекрёстным током. Такого типа теплообменник установлен в системе охлаждения ТВД ТРДДф АЛ 31ф. Представлены результаты тепловых расчётов вариантов теплообменника с трубками диаметром 6 мм, толщиной стенки 0,3 мм, которые установлены в коридорном и шахматном порядке отдельными секциями, закреплёнными на корпусе турбины в наружном контуре ТРДДф. Варьировались: суммарная длина трубок, их форма, схема установки отдельных трубок в пучке, наличие или отсутствие турбулизаторов пограничного слоя. Определялась величина наружной поверхности трубок при заданном уровне снижения температуры воздуха, отбираемого за компрессором, на 150 и 250 градусов. Полученные материалы могут быть рекомендованы для использования при реальном проектировании.

Research and analysis on ways to improve the design of the tubular gas-air and air-to-air heat exchangers in aviation GTE

Abbavaram Revanth Reddy, Nesterenko V.V., Nesterenko V.G.
MAI, Moscow

The aim of this work is to study the design characteristics and manufacturing technology of two types of tubular heat exchangers: gas-air (GAH) and air-to-air (AAH) heat exchanger installed in the exhaust of the recuperative cooled high pressure turbine (HPT) or in the outer contour of the turbojet or turbofan engine.

GAHs used in current and next generation gas turbine engines can be designed with Frenkel-type heating surfaces, in which corrugated plates are stacked on each other so that the channels of adjacent plates intersect, separate streams of coolant gases are

turbulized and this leads to an increase in heat transfer. The magnitude of heat transfer increase, with an increase in the channel crossing angle is approximately 3-4 times. However, this significantly increases the flow resistance. Most importantly, during the working of the heat exchanger, especially when using plates of small thickness, which should be not more than 0.3 mm, cracks or leakages may arise in the interaction zone of cold and hot air in the heat exchanger, which results in the mixture of hot and cold gases, leading to a drop in the estimated value of the degree of regeneration. In this paper we consider a tubular heat exchanger, with thin-walled profile oval tubes, and minimal loss of total pressure. Construction schematics have been presented for the installation of the recuperator which is installed in the exhaust canal of the HPT, and the calculated dependence of the effective increase in cycle efficiency, on turbine engine parameters, i.e. gas inlet temperature to the turbine and the heat exchanger, the pressure ratio in the compressor have been presented. The maximum increase in efficiency of such a gas turbine engine may be of the order of 42%. Tubular heat exchanger has been used in Rolls Royce S20V/T63-A-720 and S30R13 engines. Tubular heat exchangers can also be designed with round or oval pipes of small diameters of 3-6mm, which form a multi-pass section with a cross flow. This type of heat exchanger is installed in the cooling system of HPT of turbofan engine Saturn AL-31. The results of thermal calculations of the heat exchanger tubes with a diameter of 6 mm and a wall thickness of 0.3 mm, which are mounted in-line and staggered manner with separate sections, fixed on the turbine housing in a turbofan fan duct, have been presented. We have varied the total length of the tubes, their shape, the installation of individual tubes in the bundle and the presence or absence of a boundary layer turbulence with the help of a turbulizer. We have determined that the increase of the outer surface cooling area of the pipe for the given bleed air from the compressor achieves a reduction of the air temperature between 150 and 250 degree. These results have been recommended for use in actual design.

**Рекомендации по оптимизации геометрических характеристик
воздухозаборного устройства гиперзвукового прямоточного воздушно-
реактивного двигателя**

Акимов Д.В., Молчанов А.М.
МАИ, г. Москва

В настоящее время в ряде стран, таких как США, Китай, Индия, Россия уже проведено и проводится большое количество научных работ связанных с проектированием, разработкой гиперзвуковых летательных аппаратов оснащенных гиперзвуковым прямоточным воздушно-реактивным двигателем (ГПВРД). Накоплено большое количество экспериментальных и теоретических знаний в данной области научных исследований. В частности разработано множество методов по оценке эффективности ГПВРД. Воздухозаборное устройство (ВЗУ) или воздухозаборник (ВЗ) является одной из основных частей ГПВРД поскольку его характеристики в значительной мере определяют эффективность всей двигательной установки (ДУ).

Оптимизация геометрических характеристик воздухозаборного устройства ГПВРД является сложной инженерной задачей, поскольку при ее решении необходимо рассмотреть большое количество проблем связанных с теплонапряженностью конструкции воздухозаборного устройства (ВЗУ) при

высоких скоростях полета ЛА ($M > 5$), минимизацией потерь полного давления при прохождении воздухом поверхностей сжатия, реализуемости потребного количества забираемого воздуха необходимого для эффективной организации горения в камере сгорания ГПВРД (оптимальное соотношение топливо+воздух), нестабильной работой ВЗУ при изменении углов атаки ЛА и помпажа при избытке впрыска топлива в камеру сгорания ДУ. За все время исследований данной проблематики выпущено множество рекомендаций по оптимизации геометрических характеристик ВЗ опирающихся на совершенствование таких параметров как коэффициент сохранения полного давления и коэффициент расхода ВЗ.

В данной работе рассматривается оптимизация геометрических характеристик плоского 4-скачкового (4 внешние поверхности сжатия) воздухозаборного устройства. В рамках работы подобран коэффициент избытка воздуха в камере сгорания, позволяющий реализовать максимальный удельный импульс ДУ. Проведена организация косых скачков с помощью изменения углов наклона плоскостей сжатия воздухозаборного устройства и выполнена оптимизация конструкции относительно необходимого массового расхода. С использованием программного комплекса ANSYS CFX получены газодинамические и температурные параметры набегающего потока в области воздухозаборного устройства. Проведена верификация полученных данных, при моделировании с результатами расчета с использованием критериальных зависимостей.

Recommendations for optimization of scramjet air intake design

Akimov D.V., Molchanov A.M.

MAI, Moscow

Currently, in some countries such as the US, China, India, Russia already conducted and carried out a large number of scientific papers related to designing, developing hypersonic aircraft equipped with scramjet. It accumulated a large number of experimental and theoretical knowledge in the field of scientific research. In particular, developed a variety of methods for evaluating the effectiveness of scramjet. Intake unit or air intake is one of the main parts of the scramjet because its characteristics largely determine the efficiency of the entire propulsion system.

Optimization of the geometric characteristics of the air intake device scramjet is a complex engineering task because in its decision it is necessary to consider a large number of problems associated with thermal stress design of the air intake device with high aircraft flight speeds ($M > 5$), minimizing the total pressure loss during the passage of air compression surfaces, the feasibility of the necessary number intake air necessary for effective combustion in the combustor scramjet (optimum ratio of fuel + air), instability of the air intake device when changing the angle of attack of the aircraft and an excess of a surge of fuel injection into the combustion chamber of the propulsion system. Total research of this problem issued numerous recommendations on optimization of the geometric characteristics of intake based on the improvement of parameters such as the coefficient of conservation of the total pressure and flow rate in the air intake.

In this paper we consider the optimization of the geometric characteristics of a flat 4-intermittent (4 external compression surface) of the air intake device. Within the

framework of selected air ratio in the combustion chamber, allowing to realize the maximum specific impulse propulsion system. Taken by oblique shocks by changing the angles of the planes of compression of the air intake device and is configured to optimize the design with respect to the required mass flow rate. Using ANSYS CFX software package produced gas dynamic and thermal parameters of the incoming flow in the air intake device. Verification of the data obtained in the simulation with the results of the calculation using the criterion of dependencies.

According to the study, the following conclusions:

When optimizing the geometrical parameters of the air intake necessary to carry out estimated calculations specific impulse propulsion system for the selection of the optimum air-fuel ratio in the combustion chamber while ensuring the required thrust.

It is advisable to use a software package ANSYS CFX to make these calculations, because the method of calculation allows a high degree of certainty to obtain the distribution of gas dynamic and thermal parameters of the incoming flow in the air intake device.

Разработка абляционных импульсных плазменных двигателей нового поколения

Антропов Н.Н., Богатый А.В., Дьяконов Г.А., Любинская Н.В.,
Попов Г.А., Семенихин С.А., Тютин В.К., Яковлев В.Н.
МАИ, г. Москва

В связи со значительным расширением возможностей малых космических аппаратов (МКА) все более актуальным становится создание высокоэффективных электроракетных двигательных установок (ЭРДУ) малой мощности, способных обеспечить длительное функционирование МКА с минимальным отклонением от заданных орбитальных параметров. В НИИ ПМЭ МАИ продолжают работы по разработке и созданию усовершенствованных абляционных импульсных плазменных двигателей (АИПД), способных обеспечить выполнение указанных выше требований. В настоящее время в НИИ ПМЭ МАИ разработана корректирующая электроракетная двигательная установка (ЭРДУ) на базе АИПД нового поколения, предназначенная для поддержания орбит коммуникационных космических аппаратов и их группировок в течение срока активного существования до десяти лет и более. Потребляемая мощность ЭРДУ от 60 до 120 Вт, расчетный суммарный импульс тяги 15,6 кН·с. От существующих ЭРДУ данного типа, разрабатываемая установка отличается существенно меньшей массой. В ней впервые применены силовые конденсаторы российского производства с высокой удельной энергоемкостью.

Использованные источники:

1. Л.А. Пец, А.И. Симонов, В.А. Храбров. Как создавали первые ЭРД // «Земля и Вселенная», № 6, 2005, -с. 57-60.
2. A. Rudikov, N. Antropov, G. Popov. Pulsed Plasma Thruster of Erosion Type for a Geostationary Artificial Earth Satellite // 44-th Congress of the IAF, Graz, 1993.
3. Н.Н. Антропов, А.В. Богатый, Г.А. Дьяконов, Н.В. Любинская, Г.А. Попов, С.А.Семенихин, В.К. Тютин, М.М. Хрусталеv, В.Н. Яковлев. Новый этап развития абляционных импульсных плазменных двигателей в НИИ ПМЭ // Вестник ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина». 2011, № 5. –с.30-40.

Development of Next-Generation Ablative Pulsed Plasma Thrusters

Antropov N.N., Bogatyy A.V., Dyakonov G.A., Lyubinskaya N.V.,

Popov G.A., Semenikhin S.A., Tyutin V.K., Yakovlev V.N.

MAI, Moscow

In view of the considerable enhancement of small satellite, development of highly efficient low-power electric propulsion systems (EPS) that would be capable to secure long-term operation of small satellites with the minimum deviation from the specified orbital parameters becomes more and more actual. Development of advanced ablative pulsed plasma thrusters (APPT) capable of meeting such requirements continues at RIAME MAI. The corrective EPS is being developed now on the basis of the APPT of next generation that is intended for maintaining the orbit of communication satellites and their constellations during the active life of 10 years and over. Power consumption of EPS is from 60 to 120 W, and the computed total thrust impulse is 15.6 kN·s. Such EPS differs from the available systems of this type by substantially lower mass. Power capacitors with the high specific energy intensity produced in Russia are used as its components for the first time.

References:

1. L.A. Pez, A.I. Simonov, V.A. Khrabrov. How Created first EPT.// Earth and Universal № 6, 2005.
2. A. Rudikov, N. Antropov, G. Popov. Pulsed Plasma Thruster of Erosion Type for a Geostationary Artificial Earth Satellite //44-th Congress of the IAF, Graz, 1993
3. N. N. Antropov, A. V. Bogaty, et.al New Step of the APPT development at the RIAME.// S.A. Lavochkin D.B., 2011, № 5/

Ускоренные ресурсные испытания ионного двигателя

Ахметжанов Р.В., Богатый А.В., Каширин Д.А., Обухов В.А., Черкасова М.В.

МАИ, г. Москва

При разработке ионных двигателей необходимо определить скорость эрозии ускоряющего электрода ионно-оптической системы. Процесс ионного распыления материала ускоряющего электрода ограничивает ресурс работы ионных двигателей. Особенность данных двигателей - большая наработка в ходе эксплуатации (до 10 тысяч часов и более). Экспериментальное подтверждение ресурса данных двигателей - задача длительная, трудоемкая и затратная. Поэтому крайне важной является разработка методики ускоренных ресурсных испытаний, которая позволит существенно сократить временные затраты на разработку двигателя.

В докладе предлагается методика ускоренных ресурсных испытаний, основанная на определении скорости распыления и формы эрозионной выработки предварительно нанесенного на исследуемую поверхность многослойного комбинированного покрытия, состоящего из оптически контрастных металлов – меди и алюминия. При подготовке эксперимента на поверхность ускоряющего электрода, обращенную к пучку ионов, производится поочередное напыление слоев алюминия и меди. Общее количество слоев - 20 [1].

В докладе приведены результаты эксперимента для высокочастотного ионного двигателя малой мощности. Результаты эксперимента сравнены с теоретическим расчетом.

Список использованных источников:

1. D.V. Dukhopel'nikov, E.V. Vorob'ev, S.G. Ivakhnenko, R.V. Akhmetzhanov, V.A. Obukhov, G.A. Popov, S.A. Khartov. Technique for the Visualization and Determination of the Surface-Erosion Profile Caused by Ion Bombardment. Journal of Surface Investigation. X-ray, Synchrotron and Neutron Techniques. Vol. 10, No. 1, 2016.

Accelerated life tests of the ion thruster

Akhmetzhanov R. V., Bogaty A. V., Kashirin D.A., Obukhov V.A.,
Cherkasova M.V.
MAI, Moscow

While developing the ion thrusters, it is necessary to determine the rate of erosion of the accelerating electrode of ion-extraction system. The process of ion sputtering of the accelerating electrode limits the lifetime of ion thrusters. The peculiarity of such thrusters is a long life (up to 10,000 hours and more). Experimental verification of the lifetime of such thrusters is a long-term, labor intensive and expensive problem. Therefore, it is extremely important to develop a procedure of accelerated lifetime tests, which would shorten significantly the thruster development.

The report proposes such procedure based on the determination of sputtering rate and shape of erosion wear for a combined multilayer coating, consisting of the optically contrast metals – aluminum and copper, previously applied to the investigated surface. In preparation for the test, layers of aluminum and copper are sputtered alternately onto the accelerating electrode surface facing the ion beam. The total number of layers is 20 [1].

The paper presents test results for the low-power radio-frequency ion thruster. Test results are compared to the theoretical calculation.

References:

1. D.V. Dukhopel'nikov, E.V. Vorob'ev, S.G. Ivakhnenko, R.V. Akhmetzhanov, V.A. Obukhov, G.A. Popov, S.A. Khartov. Technique for the Visualization and Determination of the Surface-Erosion Profile Caused by Ion Bombardment. Journal of Surface Investigation. X-ray, Synchrotron and Neutron Techniques. Vol. 10, No. 1, 2016

Анализ влияния малоразмерности на параметры эффективности осевого компрессора с использованием одномерной модели его рабочего процесса

Бобрик А.А., Ткаченко А.Ю.
Самарский университет, г. Самара

Целью данной работы является анализ влияния малоразмерности на рабочий процесс и параметры, характеризующие эффективность осевого компрессора при уменьшении габаритов его проточной части.

Для выполнения расчётных исследований использовалась компьютерная модель трёхступенчатого осевого компрессора с расчётными значениями: степень повышения давления – 2,112; расход воздуха, приведённый

к стандартным атмосферным условиям – 100 кг/с; приведённая частота вращения ротора – 5000 об/мин; коэффициент полезного действия компрессора – 0,9036.

Уменьшение размеров компрессора осуществлялось за счёт пропорционального масштабирования его осевых и диаметральных размеров. При масштабировании в соответствие с изменением радиусов ступеней и характерных площадей определялись такие расходы воздуха и частоты вращения, при которых положение расчётной точки на напорной характеристике компрессора оставалось бы неизменным, то есть сохранялось постоянство треугольников скоростей в исходном и каждом из рассматриваемых вариантов.

Каждый из вариантов геометрии компрессора рассчитывался в программном комплексе АСТРА. Затем каждый из рассчитанных вариантов вторично пересчитывался с учётом оптимизации геометрических параметров лопаточных венцов всех ступеней для получения большего значения коэффициента полезного действия. Также в расчётах учитывалось влияние изменения числа Рейнольдса при масштабировании компрессора.

Исходя из полученных результатов, проводилось сравнение параметров компрессоров различных размеров и параметров их ступеней в отдельности. Так, при уменьшении размеров компрессора в 10 раз коэффициент полезного действия при незначительном изменении степени повышения давления от исходной, равной 1,976 для первичного и 2,065 для оптимизированного варианта, уменьшился, соответственно, на 10% и 7%. При дальнейшем уменьшении габаритов компрессора коэффициент полезного действия будет снижаться ещё значительней.

Analysis of influence of reducing gas turbine engine's size according to 1D modeling of work process

Bobrik A.A., Tkachenko A.Y.
Samara University, Samara

The aim of this article is to analyze influence of decreasing size of gas turbine engine's flow channel to the work process and parameters characterizing the efficiency of the axial flow compressor.

Three-stage axial compressor mathematical model was used in the research. Axial compressor parameters: compression ratio $\pi_K=2,112$, air flow rate equivalent to standard atmospheric conditions $G_K=100$ kg/s, rotor speed $n=5000$ rpm, total efficiency $\eta=0,9036$.

Reducing the size of the compressor was carried out by proportional scaling its axial and diametrical sizes. When scaling radius and flow channel areas engine set point at head - capacity curve should remain unchanged to achieve velocities congruence condition. That was determined by coupling compressors with different rotor speed and air flow rate equivalent to original engine set point.

Each of the compressor geometry variants was calculated at ASTRA software package. Then each of the variants was recalculated second time to provide higher total compressor efficiency by optimizing geometric parameters of blade rows. Changing of Reynolds number due to scaling was taken into account.

According to the results parameters of compressors of various sizes and their stages were compared. Ten-times reducing of the compressor size leads to decrease of

efficiency in 10% and 7% for non-optimized (pressure ratio – 1,976) and optimized variants (pressure ratio - 2,065). With a further decrease of the size of the compressor efficiency will decline more significant.

Исследование и анализ системы подвода охлаждающего воздуха к рабочим лопаткам высокотемпературных ТВД

Богданович В.И., Нестеренко В.Г.

МАИ, г. Москва

Рассмотрено два типа систем подвода охлаждающего воздуха к рабочим лопаткам ТВД. В первом типе – охлаждающий воздух, отбираемый от компрессора, предварительно охлаждается в ВВТ и направляется через заднюю полость охлаждаемого соплового аппарата первой ступени ТВД к аппарату закрутки, который может быть установлен, как сверху, так и внизу диска на входе в рабочее колесо ТВД. В этом случае температура воздуха на выходе из ВВТ может быть уменьшена примерно на 100...150 градусов, что весьма существенно для эффективности охлаждения, как самого диска, так и рабочей лопатки ТВД. Примером такой схемы являются отечественные ТРДДФ АЛ-31, ТРДД ПД-14 и др.

Во второй системе (ЕJ-200, М-88 и др.) воздух отбирается из воздушной полости под жаровой трубой, где ВВТ не может устанавливаться по габаритным причинам. В обеих схемах может устанавливаться система отсечки охлаждающего воздуха на крейсерском режиме работы ВРД.

Аппарат закрутки располагают как сверху, так и внизу диска ротора ТВД. В обоих вариантах проектирования необходимо обеспечить минимальные утечки охлаждающего воздуха из тракта его подвода к охлаждаемым лопаткам ротора. Поэтому при верхнем расположении аппарата закрутки требуется использовать более эффективную систему уплотнений, чем при его нижнем расположении.

Может быть использована схема подвода охлаждающего воздуха под вращающийся дефлектор без закручивающей решетки. Однако при подводе охлаждающего воздуха в каналы охлаждения диска ротора, а так же вследствие подъема на больший радиус его температура существенно возрастает. Эта схема использовалась в системах охлаждения двигателей третьего и четвертого поколений, например, в ТВД ТРЕ-331-3.

Закручивающее устройство часто выполняют в виде цилиндрических каналов, расположенных под углом к окружному направлению оси двигателя, определяемым соотношением окружной скорости диска, на соответствующем радиусе, и осевой скорости потока, величина которого зависит от расхода охлаждающего воздуха. В перспективных ВРД она должна быть увеличена до 5...5,5% от расхода воздуха через КВД. Более целесообразно закручивающее устройство выполнять из профилированных лопаток, что существенно снижает потери давления воздуха и неравномерность потока на входе каналы охлаждения диска РК ТВД.

В результате проведенных исследований разработаны рекомендации по проектированию рациональной схемы и конструкции элементов системы подвода охлаждающего воздуха к рабочим лопаткам ТВД, аппарата закрутки и системы лабиринтных уплотнений требуемой эффективности.

Research and analysis of the system for supplying cooling air to working blades of high-temperature HPT

Bogdanovich V.I., Nesterenko V.G.

MAI, Moscow

We considered two types of systems for supplying cooling air to the rotor blades of the HPT. In the first type – the cooling air taken from the compressor, pre-cooled in AME and is directed through the rear cavity of the cooled nozzle of the first stage of turboprop to twister, which can be installed at both the top and bottom of the drive at the entrance to the impeller of the turboprop. In this case, the air temperature at the outlet of the AME can be reduced by approximately 100...150 degrees, which is very essential for effective cooling of both the disk and the rotor blade HPT. An example of such a scheme are domestic engines AL-31, PD-14, etc.

In the second system (EJ-200, M-88, etc.) the air is drawn from the air cavity under the flame tube, where the AME cannot be established by dimensional reasons. In both schemes may set a cut-off system of cooling air in a cruising mode of operation of the WFD.

Twister feature at both the top and bottom of the rotor disk of the HPT. In both cases, the design should ensure minimal leakage of cooling air from the inlet tract to the cooling vanes of the rotor. Therefore, when the upper arrangement of the apparatus of the twist requires the use of a more efficient sealing system than in its lower location.

The scheme for supplying cooling air under a rotating deflector without swirler can be used. However, when supply of cooling air in the cooling channels of the rotor disc, and due to the rise of larger radius, its temperature increases substantially. This scheme was used in the cooling systems of engines of the third and fourth generations, for example, in TPE-331-3.

Swirler is often performed in the form of cylindrical channels located at an angle to the district direction of the axis of the engine defined by the ratio of the peripheral speed of the disk at the corresponding radius and axial flow velocity, the magnitude of which depends on the cooling air flow. In the perspective of the WFD it should be increased to 5-5.5% of the air flow through the compressor. More suitable swirling device to perform a profiled blades, which significantly reduces the loss of air pressure and uneven flow at the inlet cooling ducts of the disc of TPE.

In the result of investigations developed recommendations for design of sustainable schemes and design elements of the system for supplying cooling air to the rotor blades of the HPT, the twister and the system of labyrinth seals required efficiency.

Исследование режимов истечения масляной струи из жиклера подвода масла к подшипнику опоры ГТД при изменении температуры и давления масла

Борисов Е.А.

Авиадвигатель, ПНИПУ, г. Пермь

Целью работы являлось изучение влияния температуры и давления масла, а также геометрических параметров трех различных образцов масляного жиклера на режим истечения масляной струи в атмосферу.

Проведены испытания жиклеров при двух разных температурах масла – 20 °С и 80 °С и давлениях на входе в жиклер – 3 и 5 кгс/см². Использовалось трансформаторное масло селективной очистки.

У всех вариантов жиклеров наблюдали распыление масляной струи. При давлении масла 3 кгс/см² на входе в жиклер и температуре масла 20 °С у двух из трех жиклеров наблюдался нераспылённый участок струи на выходе из жиклера. При повышении давления масла до 5 кгс/см² на входе в жиклер и температуры масла до 80 °С наблюдалось значительное сокращение длины нераспылённого участка струи, вплоть до полного исчезновения. Наибольшее влияние на сокращение длины нераспылённого участка струи оказала температура масла. Изменение давления масла на входе в жиклер видимого изменения на характер истечения не оказало.

Для сопоставления полученных экспериментальных данных проведено численное моделирование течения масла в каналах жиклеров в пакете Ansys CFX, при этом были выявлены следующие особенности. Расчет показал наличие области с пониженным давлением на входе в выходной канал жиклера, расположенный под углом к основному, что приводит к кавитации масла в каналах. Также выявлена деформация струи в выходных каналах жиклеров. Расчет показал общее сходство с экспериментальными данными.

В результате проведенного исследования выявлено, что при истечении моторных масел их жиклера значительное влияние на характер истечения имеет температура, т.к. при изменении температуры испытуемого масла с 20 °С до 80 °С вязкость меняется в 7 раз. Изменение давления масла на входе в жиклер в небольших пределах видимого влияния на характер истечения не оказывает. Поворот выходного канала жиклера вызывает появление кавитации и, следовательно, значительному распылению струи на выходе из жиклера.

The investigation of oil jet breakup regime under changing oil temperature and pressure in gas turbine engine bearing jet nozzle

Borisov E.A.

JSC “Aviadvigatel”, PNRPU, Perm

The object of the work was to investigate effect of the oil temperature, pressure and geometric parameters of the three different nozzles on oil jet breakup regime in atmosphere.

Tests were performed at oil temperatures – 20 °С and 80 °С, and at oil pressures at the entrance to the nozzles – 3 and 5 kgf/cm². Electric insulating oil was used.

All nozzles showed atomization regime. At oil pressure 3 kgf/cm² and temperature 20 °С two nozzles out of three showed laminar part of the jet near the nozzle exit. At oil pressure 5 kgf/cm² and temperature 80 °С laminar part of the jet was submerged. Temperature showed the biggest effect on the jet breakup regime. Pressure changing did not cause visible effects on jet.

For comparison with tests numerical modeling of the oil was made with the Ansys CFX. It was found that there was a flow part with a low pressure at the entrance to the nozzle, which is at angle to the supply drilling. This caused cavitation of the oil. Also deformation of the jet was observed. Numerical modelling showed correlation with experiments.

In result, the investigation showed that temperature has significant impact on the breakup regime of the oil jet emerging into the quiescent atmosphere, because it extremely changes viscosity of the oil, in our case in 7 times. Pressure change has much less effect on the oil jet breakup regime. Nozzle geometry with an angle between drillings may cause cavitation and deformation of the jet which cause intensive atomization of the jet at the nozzle exit.

Разработка двухступенчатого осецентрированного компрессора для микро-ВРД

Боровиков Д.А., Ионов А.В., Селиверстов С.Д.
МАИ, г. Москва

Данная работа посвящена проблематике разработки и экспериментальным исследованиям малоразмерных газотурбинных двигателей (микро-ГТД с тягой до 1000Н).

Целью работы является выбор способа повышения параметров малоразмерного воздушно реактивного двигателя. Рассмотрены такие направления совершенствования двигателя как увеличение степени повышения давления, увеличение температуры газа перед турбиной и уменьшение механических потерь в узлах двигателя. После проведенного анализа этих вариантов наиболее предпочтительным путем повышения параметров двигателя был сочтен вариант двухступенчатого компрессора, что, при приемлемом конструкционном усложнении изделия дает существенный прирост по параметрам двигателя по сравнению с другими вариантами.

В работе проведена разработка двухступенчатого компрессора для двигателя прототипа и разработка методики проектировочного расчета таких компрессоров для двигателей с различными параметрами.

Работа выполнялась итерациями, до получения удовлетворительного совпадения проектировочного и поверочного расчетов и состояла из нескольких задач:

- проектировочный расчет комплекта компрессоров на различные параметры;
- создание САДмоделей по полученным расчетным данным;
- численное моделирование в системе ANSYSCFX;
- введение корректирующих коэффициентов и дополнительных условий в проектировочный расчет.

Результатом выполненной работы является методика проектировочного расчета малоразмерного высокооборотного компрессора газотурбинного двигателя. В дальнейшем планируются доводка методики и разработка для нее программной оболочки для автоматизации ее использования.

Micro jet engine axis-radial dual-stage compressor development

Borovikov D.A., Ionov A.V., Seliverstov S.D.
MAI, Moscow

This work is devoted to problems of development and experimental studies of small gas turbine engines (micro gas turbine engine with a thrust of up to 1000N).

The target of this work is to choose the method of the parameters of micro jet engines. Considered such ways of improvement of engine parameters as: increasing

compression ratio, increasing gas temperature and decreasing mechanical loss. After analyzing these variants, dual-stage compressor was considered as most perspective. Since with an acceptable increasing of constructive complication it provide the highest engine parameters growth.

The work carried out to develop a dual-stage compressor for the prototype engine and the development of a technique of designing calculation for calculation of different compressors on variable engine parameters.

The work was conducted by iterations, until satisfactory match of design and verification calculations and consisted of several tasks:

- Design calculus of compressors on variable parameters;
- CAD models design;
- Numerical simulations in ANSYS CFX;
- Update design calculation technique.

The work result is technique of design calculation of the compressor for small jet engines. Future plans are to update applicability of calculation technique and make a software shell for it.

Ускоренный разгон бустерного насосного агрегата жидкостного ракетного двигателя при его запуске

Беляев Е.Н., Воробьев А.Г.

МАИ, г. Москва

Рассматривается вопрос применения и проводится анализ эффективности использования ускоренного разгона ротора бустерного насосного агрегата модельного жидкостного ракетного двигателя при его запуске. Способ уменьшения рассогласования в темпах раскрутки бустерного насосного агрегата и турбонасосного агрегата основан на организации в процессе запуска двигателя подвода дополнительного рабочего тела к турбине БНА непосредственно с выхода насоса окислителя.

Рассмотрен модельный ЖРД, работающий на компонентах жидкий кислород – керосин, выполненный по схеме с дожиганием окислительного газогенераторного газа. В процессе запуска модельного ЖРД и, соответственно, разгоне ротора ТНА наибольшее давление, в двигателе реализуется на выходе из насосов. Используя при запуске двигателя жидкостный привод, который начинает работать раньше, чем газовый, разгон ротора БНА окислителя до требуемых оборотов происходит значительно быстрее.

Для теоретического анализа поставленной задачи используется динамическая математическая модель ЖРД. Целью расчета является исследование запуска ЖРД с целью выбора статических и динамических характеристик жидкостной магистрали, обеспечивающих запуск двигателя в условиях минимально возможных давлений компонентов топлива на входе в двигатель. Среди характеристик, влияющих на работу жидкостного привода выделена величина инерционных потерь давления в магистрали подвода дополнительного рабочего тела к турбине БНА.

Проведено математическое моделирование запуска двигателя при отсутствии жидкостного подвода, а также при его наличии, но с разными характеристиками подводящей магистрали. Показана эффективность применения предварительной

раскрутки БНА окислителя жидким компонентом, поступающим непосредственно с выхода из насоса окислителя. Проведено исследование влияния величины площади дополнительной секции соплового аппарата турбины БНА и инерционных потерь давления по магистрали подачи жидкого рабочего тела на эффективность укоренного разгона ротора БНА при запуске двигателя.

The boost pump rotor of liquid rocket engine accelerated unwinding when engine start

Belayev E.N., Vorobyev A.G.
MAI, Moscow

In this article there is the assessment of possibility and effectiveness of accelerated unwinding of the rotor booster pump of liquid rocket engine when engine start. A method for reducing the error of rate in the unwinding of the booster pump and turbopump units is based on the organization in the process of starting the engine with supplying additional working liquid to the turbine of boost directly from the output of the pump the oxidizer.

There is a rocket engine, working on the components of the liquid oxygen - kerosene, made according to the scheme of oxidizer generator gas with afterburning. During rocket engine start-up and turbopump rotor unwinding, the maximum pressure in the engine realized at the outlet of the pumps. When starting the engine using additional liquid driving, which starts earlier than the gas driving, the boost pump acceleration occurs much earlier.

To analyze this problem, a dynamic mathematical model of the rocket engine is using. The goal of the calculation is study start-up process of rocket engine to select the static parameters of liquid driving line, providing engine start under the lowest possible components on the pressure in the engine inlet. Among the parameters, that affect the operation of the liquid driving, the inertial pressure losses selected in the line supplying the additional working liquid to the turbine of boost pump.

Mathematical modeling engine start-up in the absence of liquid driving, and at present, but with different characteristics of the driving line. The efficiency of the use of preliminary unwind of oxidizer boost pump by additional liquid component, coming directly from the output of the pump the oxidizer. The influence of the value of the area of the nozzle section of the liquid driving and inertial losses of pressure of additional oxidizer line on the effectiveness of unwinding of the rotor booster pump of liquid rocket engine when engine start.

Безгенераторный жидкостной ракетный двигатель с дополнительным вторым контуром горючего

Беляков В.А., Василевский Д.О., Воробьев А.Г.
МАИ, г. Москва

Безгенераторные схемы применяются в качестве маршевых двигателей РБ и трех ступеней ракет. Из разработчиков можно подчеркнуть КБХА (РН Ангара ЖРД 0146), Aerojet RocketDyne (Space Shuttle RS25 (SSME), РН Дельта-4 (RS-68)), Pratt&Whitney (РН Atlas Centaur-Saturn RL 10), Mitsubishi (РН H2 (LE7)). Имеются три типа безгенераторных схем: открытая, закрытая и смешенная. Из

них следует ряд схем с разнообразными особенностями подачи компонентов. Безгенераторные схемы особенно результативны при использовании криогенных компонентов топлива (кислород, водород, метан и т.д.).

Данные двигатели в настоящее время являются перспективными и имеют ряд достоинств:

- высокая экономичность, которая обусловлена использованием предкамерных турбин и отсутствием потерь на завесное охлаждение благодаря применению только регенеративного охлаждения. В чистом виде – это схема с дожиганием тела турбин в камере сгорания;
- высокая надежность, благодаря отсутствию ГГ и использованию в качестве рабочего тела турбин газообразного горючего и низкой температурой рабочего тела турбины.

Недостатками безгенераторной схемы ЖРД являются:

- невысокий уровень предельных давлений в камере сгорания, особенно для двигателей больших тяг;
- возможность применения только для криогенного горючего.

Таким образом, безгенераторный ЖРД дает возможность увеличить надежность и обеспечить высокую экономичность.

В данной работе рассматриваются достоинства и недостатки закрытой безгенераторной схемы с дополнительным подводом горючего через отдельный насос в смесительную головку камеры сгорания и последующим использованием его в качестве рабочего тела для привода насосов О и Г (см. рисунок). Рассмотрены достоинства и недостатки приведенной схемы. Разработана программа по увязке энергетических параметров ЖРД безгенераторной схемы, результаты которых приведены на таблице ниже. В данной безгенераторной схеме часть горючего подается с меньшим давлением через первую ступень основного насоса, а остальная часть с большим давлением направляется через регулирующий клапан в рубашку охлаждения, где горючее газифицируется и служит рабочим телом для привода турбин.

Liquid rocket engine working by expanded cycle with an additional second fuel circuit

Belyakov V.A., Wasilewski D.O., Vorobiev A.G.
MAI, Moscow

Expanded circuits are used as the main engines of upper and 3 rocket stages. The well-known developers are KBKhA (Russia, Angara A5, LRE 0146), Aerojet RocketDyne (Space Shuttle RS25 (SSME), RN Delta-4 (RS-68)), Pratt & Whitney (RN Atlas Centaur-Saturn RL 10), Mitsubishi (RN H2 (LE7)). There are three types of expanded circuits: open, closed and mixing. Of these, there are schemes with different features of the components supply. Expanded cycle are particularly effective in applying cryogenic fuel and oxygen, hydrogen, methane, etc.).

Nowdays these engines are promising and have a number of advantages:

- High efficiency, which is caused by the use of the pre-turbines and the absence of losses zavесное cooling through the use of only regenerative cooling. In pure form, a circuit with turbine body afterburning in the combustion chamber;

- High reliability due to the absence of GH and used as a working medium gas turbine fuel and the low temperature of the working body of the turbine.

Disadvantages of expanded cycle of LRE are:

- The low level limit pressure in the combustion chamber, especially for large engines rods;
- Possibility to use only the cryogenic fuel.

Thus, an expanded cycle of LRE provides an opportunity to increase reliability and ensure high efficiency.

This paper discusses the advantages and disadvantages of expanded circuits with an additional supply of fuel through a separate pump into the mixing head of the combustion chamber and then use it as a working body to drive the pumps O and G (on the picture). The advantages and disadvantages are shown in the picture. A program links to the energy parameters of expanded cycle of LRE, the results of which are shown in the table below. In this part of expanded cycle of LRE pressure is fed through the first stage of the main pump and the rest of a high pressure control valve is guided through the cooling jacket, where fuel is gasified and work as a medium body for the turbine actuator.

Расчет теплового состояния камеры жидкостного ракетного двигателя малой тяги, работающего с повышенным давлением, в установившемся импульсном режиме работы

Воробьева С.С., Воробьев А.Г.
МАИ, г. Москва

В МАИ на кафедре «Ракетные двигатели» в лаборатории «Жидкостные ракетные двигатели малой тяги» ведутся разработки двигателей малой тяги (ЖРДМТ). Одним из способов повышения энергомассовых характеристик ЖРДМТ является увеличение давления в камере сгорания двигателя. При проектировании таких двигателей одним из основных вопросов является обеспечение работоспособности изделия с учетом возросших тепловых потоков от продуктов сгорания в стенку камеры. Для решения этой задачи используется разработанная математическая модель, позволяющая спрогнозировать тепловое поле конструкции камеры в зависимости от параметров двигателя, завесного охлаждения и режима его работы.

В работе рассмотрена физическая картина процессов, протекающих в ЖРДМТ, особенно на режиме запуска и останова двигателя. Выявлены трудности при моделировании процессов запуска и останова ЖРДМТ из-за наличия сопряженных внутрикамерных процессов, протекающих при работе смесительных элементов на нерасчетных режимах при изменяющемся давлении в камере сгорания.

Исходными данными для математической модели являются параметры ЖРДМТ, тягой 200 Н, разработанного в МАИ, работающего на компонентах азотный тетроксид и несимметричный диметилгидразин. Получены результаты математического моделирования работы рассматриваемого ЖРДМТ в импульсных установившихся режимах работы на давлениях 1МПа, 3 МПа и 5 МПа. Рассмотрены режимы при импульсе 0,05 с и паузе 0,05 с, режиме при импульсе 1 с и паузе 1 с. Получены температуры стенки камеры в характерных сечениях, зависимости температуры стенки по времени для внешней и внутренней

поверхностей стенки камеры. Показано, что в импульсных режимах работы между импульсами присутствует большой температурный градиент на внутренней поверхности стенки камеры.

Calculation of thermal state of chamber of liquid rocket engine of small thrust with high operation pressure working in steady state impulse mode

Vorobyeva S.S., Vorobiev A.G.

MAI, Moscow

In MAI "Rocket engine" department in "Liquid Rocket thrusters" laboratory the development of LRE of small thrust continue. One of way to improve energy-mass performance of thrusters is increasing operation pressure in to combustion chamber. One of the base question when engine development is guarantee of device taking into account the increased heat flow from the combustion products to the chamber wall. To solve this problem the developed mathematical model allowing to predict the thermal state of combustion camera, depending on the parameters of the engine, film cooling parameters and its working mode.

There is physical picture of the processes occurring in small thrust rocket engine during start and stop moments of motor. The difficulties in modeling the processes during star and stop of small thrust jet engine presented. The cause is conjugated intra-chamber physically processes occurring at varying parameters during the mixing elements in the off-design conditions.

In the article, a mathematical model to predict the thermal state of the combustion chamber for the different modes of engine operation. To simulate the process of starting and stopping the engine applies a quasi-steady approach that replaces the transient process by set of steady-state processes with variable time operating parameters.

The initial data for mathematical model is parameters of small thrust rocket engine, developed in Moscow Aviation Institute, working on the components of the nitrogen tetroxide and unsymmetrical dimethylhydrazine, thrust 200 N. The engine is equipped with a separated mixing head, which contains two-component jets, and film cooling by fuel that protects the combustion chamber wall.

The results of mathematical simulation of the small thrust rocket engine in the steady pulse modes. Analyze the pulse modes at 0.05 sec and pause at 0.05 sec, pulse mode at 1 sec and pause at 1 sec and mode, with working pressure 1MPa, 3MPa and 5 MPa. Calculated wall temperature of combustion chamber in characteristic sections, depending on the wall temperature by time for internal and external surfaces of the combustion chamber. The results of calculation for impulse mode approve a large temperature gradient on the internal wall surface of the chamber between pulses.

Компьютерное моделирование работы подшипника скольжения промежуточной опоры редуктора

Дмитриев С.Ю., Мербаум В.Г., Комаров О.А., Даутов Д.Р.

Самарский университет, г. Самара

Ввиду сложности обеспечения требуемого ресурса подшипниками качения, в редукторе современного авиадвигателя целесообразно переходить к использованию гидродинамических подшипников скольжения, которые имеют ряд преимуществ.

На заводе ПАО «КУЗНЕЦОВ» была разработана методика аналитического расчета подшипника скольжения, которая успешно подтвердилась испытаниями в составе опор промежуточных шестерён редуктора. В результате выявлены следующие преимущества использования такого типа подшипника:

- обеспечение достаточно продолжительного ресурса;
- меньшие габариты и масса опор и редуктора с подшипником скольжения;
- меньшая акустическая эмиссия в подшипнике скольжения;
- большая демпфирующая способность при циклических и ударных нагрузках в подшипниках скольжения.

Для более глубокого изучения процессов, происходящих в ходе работы подшипника, была построена конечно-элементная модель подшипника. Расчеты производились в программном комплексе «ANSYS» с учетом вращения, нагрузки, эксцентricности зазоров, зон кавитации и турбулентности, а также заданием других параметров, определяющих работу подшипника. В качестве граничных условий были заданы расход на входе, а также параметры рабочего тела подшипника.

Таким образом, была получена эпюра распределения давлений, появилась возможность узнать значения параметров потока в различных точках подшипника и посмотреть линии тока рабочего тела. Полученные в результате моделирования параметры сравнивались со значениями проведённых ранее экспериментов и аналитических расчётов. Разработанная математическая модель позволяет, изменяя входные параметры в модели подшипника, с достаточной точностью прогнозировать его поведение на различных режимах работы, а также оптимизировать работу подшипника, внося конструктивные изменения.

Computer modeling of work of a sliding bearing of intermediate support of a reducer

Dmitriev S. Y., Merbaum V. G., Komarov O. A., Dautov D. R.
Samara University, Samara

Due to the complexity providing the required resource of rolling bearings in a reducer of modern aircraft engine it is advisable to move to the use of hydrodynamic plain bearings, which have a number of advantages.

At factory “Kuznetsov” LTD has been developed method of analytical calculation of a plain bearing, which successfully confirmed by tests as part supports the idler gears of the reducer. As a result, we identified the following benefits of using this type of bearing:

- ensuring a sufficiently long life;
- smaller dimensions and weight of supports and reducer with a plain bearing;
- smaller acoustic emission in the plain bearing;
- high damping capacity at cyclic and shock loads in the sliding bearings;

For a better understanding of the processes occurring during of the work of bearing, was built finite element bearing model. The calculations were made in the program complex “Ansys” taking into account the rotation, the load eccentricity gap, cavitation and turbulence zones and other job parameters that determine the bearing operation.

As the boundary conditions were set flow rate at the inlet, and the parameters of the working fluid of the bearing. Thus, pressure distribution curve was obtained, the opportunity to identify values of the flow parameters at different points of bearing and to see the working fluid line. The simulated parameters were compared with previously obtained by physical experiments, and analytical calculations. The developed mathematical model allows changing the input parameters in the bearing model with sufficient accuracy to predict its behavior in the different operating conditions, as well as to optimize the operation of bearing, making design changes.

Термо-прочностной анализ контактных зон энергоустановок

Ежов А.Д., Меснянкин С.Ю., Быков Л.В.
МАИ, г. Москва

Соединения деталей являются неизбежными конструктивными исполнениями элементов конструкций. Многие аварии и неполадки в работе машин обусловлены неудовлетворительным качеством соединений, а так же не учетом влияния шероховатости поверхности на механические и тепловые свойства контакта, особенно при работе на высоких температурах.

Шероховатость поверхности в контактом теплообмене в большинстве случаев рассматривается как контактирование определенного количества сфер с точками или пятнами контакта определённого радиуса. Такая модель контактирования двух поверхностей получила достаточно широкое распространение, но она носит эмпирический характер и имеет определенную погрешность.

Избежать подобного рода недостатка позволяет применение инструментов междисциплинарных программных комплексов компьютерного инженерного анализа (CAE-инструментов). На современном этапе проектирования изделий новой техники, сопровождающемся бурным развитием программных комплексов CAE-анализа, появилась возможность, не прибегая к большим затратам времени и средств, рассчитать параметры контактного теплообмена и при необходимости скорректировать конструкцию изделия для обеспечения его продолжительной работоспособности.

В свою очередь, решение задачи построения трехмерной геометрии контактирующей шероховатой поверхности может быть выполнено по данным, полученным из профилограммы поверхности, что в дальнейшем позволит достоверно определить контактное термическое сопротивление (КТС) между соприкасающимися поверхностями, которое ввиду дискретного типа соприкосновения микровыступов, играет существенную роль в распределения тепловых потоков и температурного поля конструкции.

Большинство известных зависимостей по определению КТС можно использовать только для условий контактирования, для которых они были получены. В противном случае это приведет к сильно различающимся значениям температур в зоне контакта и, как следствие, самого значения КТС.

Предлагаемая методика позволяет максимально точно перевести параметры шероховатой поверхности в трехмерный вид, пригодный для расчета, что в свою очередь ведет к высокоточному определению контактных пятен и фактических площадей, а так же межконтактного объема и позволяет проводить анализ КТС с любым наполнителем в пределах одной расчётной модели.

Thermo-strength analysis of the contact zones of power plants

Ezhov A.D., Mesnyankin S.J., Bykov L.V.

MAI, Moscow

The compounds are inevitable parts design of the structural elements. Many accidents and malfunctions ma-tire caused poor quality connections, as well as not taking into account influence of surface roughness on the mechanical and thermal properties of contact, especially when working at high temperatures.

The surface roughness in the contact heat transfer in most cases regarded as contacting a certain number of fields with points or contact spots a certain radius. Such a model of two contacting surfaces is widely spread, but it is an empirical question, and has a certain error.

To avoid this kind of lack of tools allows the use of multi-disciplinary program complexes of computer engineering analysis (CAE-tools). At present, the product design of new equipment, accompanied by the rapid development of software systems CAE-analysis, it is possible, without resorting to time-consuming and means to calculate the parameters of contact heat exchange and, if necessary, adjust the product structure to ensure its long-term performance.

In turn, the solution of the problem of constructing a three-dimensional geometry of contacting a rough surface can be made from data obtained from profilograms surface that will further allow to reliably determine the contact thermal resistance (CCC) between the contacting surfaces, which due to a discrete type of contact microprotrusions, plays an essential role in the distribution of heat flow and temperature field design.

Most of the known dependencies on the definition of the CCC may be used only for contacting the conditions for which they were received. Otherwise this will lead to very different values of the temperature in the contact zone and as a result, the values of TCC.

The proposed method makes it possible most accurately translate the parameters of a rough surface in three-dimensional form suitable for calculation, which in turn leads to a high-precision determination of contact spots and the actual space, as well as of a contact volume and allows the analysis of the CCC with any filler within a computational model.

Взаимодействие встречных струй в частично замкнутом объеме

Абашев В.М., Животов Н.П., Еремкин И.В., Киктев С.И., Широков И.Н.,

Тарасенко О.В., Хомовский Я.Н.

МАИ, г. Москва

Рассматривается процесс взаимодействия газовых струй, оси которых пересекаются в одной точке. Приводится зависимость между энергией отдельной струи и ее диаметром.

Исследования показали, что при истечении сверхзвуковой газовой струи в пространство с более низким давлением происходит ее отклонение на угол β . В среде Ansys проведено исследование, позволяющие определить расстояние на котором давление струи становится равным давлению окружающей среды. Это условие определяет эффективное расположения фокуса при взаимодействия большого количества струй.

В случае двух встречных газовых струй, разработана методика, позволяющая найти место распада, которое определяет расстояние, на котором между струями возникают малые взаимодействия и точка фокуса размыта. С помощью газодинамических формул построена зависимость диаметра входного отверстия к расстоянию до «распада струи». При выборе меньшей длины наблюдается картина, схожая по внешнему виду с ударом одиночной струйки газа о плоскую стенку.

Большой интерес представляет взаимодействие струй, расположенных под углом друг к другу. Изменение угла приводит к смещению фокуса. Статическое давление потока смещается. Расчеты показали, что максимальное давление в фокусе соответствует углам 55 и 60, что объясняется расширением струй в пространстве.

Получена формула для определения угла расширения газовой струи в пространстве с низким давлением. Определены зависимости диаметра трубки входа на энергоэффективность струи. Рассмотрено распределение давления при различном наклоне струй, выявлена зависимость для нахождения оптимального угла наклона, что определяет максимальное давление в фокусе.

The interaction of the jets colliding in a partially closed volume

Abashev V.M., Jivotov N.P., Eremkin I.V., Kiktev S.I., Shirokov I.N.,
Tarasenko O.V., Homovsky Y.N.
MAI, Moscow

The process of interaction of the gas jet axes intersect at one point. We present the relationship between the energy of a separate jet and its diameter.

Studies have shown that at the expiration of the supersonic gas jet in the space with lower pressure on occurs its deviation angle β . The environment studied Ansys, allowing to determine the distance at which the jet pressure is equal to ambient pressure. This condition determines the effective focal position when the interaction of more jets.

In the case of two colliding gas jets, developed a technique that allows you to find the collapse of a place that determines the distance at which the jets emerge between small interaction and the focus point is blurred. With the help of gas-dynamic formulas plotted the inlet diameter and the distance to the “collapse of the jet”. When choosing a shorter length pattern is observed, similar in appearance with a single blow jets of gas on a flat wall.

More interesting is the interplay of jets positioned at an angle to each other. Changing the angle leads to a shift of focus. The static pressure of the stream is shifted. The calculations showed that the maximum pressure in focus corresponds corners 55 and 60, due to the expansion of the jets in the space.

The formula for determining the angle of expansion of the gas stream in a space with low pressure. The dependence of the diameter of the entrance tube to the energy-efficient jets. We consider the distribution of pressure with different tilting planes, identified relationship for finding the optimal tilt angle that determines the maximum pressure in the focus.

Разработка технологии теплового проектирования и диагностики сопловой лопатки турбины низкого давления ГТД

Одной из главных тенденций развития авиационных газотурбинных двигателей является дальнейшее значительное повышение температуры газа перед турбиной до 2000-2200 К. Такой уровень температур требует разработки не только систем охлаждения лопаток высокотемпературных турбин высокого давления, но и эффективно охлаждаемых лопаток турбин низкого давления. Повышение уровня теплообмена в сопловых и рабочих лопатках таких турбин связано со значительным усложнением конструкции их внутренней полости. Целью данной работы является разработка конструктивного исполнения внутреннего тракта сопловых лопаток турбины низкого давления (ТНД) и доводка их по тепловому состоянию.

Коллективом сотрудников кафедры «Технология проектирования и производства двигателей летательных аппаратов» была разработана поэтапная технология доводки по тепловому состоянию и технологичности охлаждаемых лопаток высокотемпературных газовых турбин.

На начальной стадии создания проекта базовой конструкции лопатки, когда заданы параметры ее эксплуатации, на основании анализа банка экспериментальных данных и известных эмпирических зависимостей выбирается наиболее оптимальная система интенсификации теплообмена. Создается первоначальный вариант конструктивного исполнения охлаждающего тракта базовой лопатки, который представляется в виде упрощенных по конфигурации и материалу модулей (модульная доводка).

Далее на этапе отработки базового варианта конструкции лопатки при ее мелкосерийном производстве (разработаны и изготовлены керамические стержни, формирующие тракт охлаждения, и технологическая оснастка для процесса литья по выплавляемым моделям) целесообразно использовать технологию имплантации. Для окончательной доводки лопатки газовой турбины по тепловому состоянию и технологичности в процессе серийного производства используется технология доработки керамических стержней, формирующих тракт охлаждения модифицированной лопатки.

Данная технология была апробирована при совершенствовании конструкции сопловой лопатки ТНД двухконтурного турбореактивного двигателя АЛ-31ФП. С учетом проведенных тепловых и гидравлических испытаний установлено, что в области выходной кромки лопатки целесообразно разместить «широкую» вихревую матрицу и три ряда перемычек. Это позволило повысить уровень интенсификации теплообмена на 15–40% по сравнению с базовым вариантом лопатки. Кроме того, предложена другая конструкция системы охлаждения сопловых лопаток ТНД, представляющая собой комбинацию трехсекционной вихревой матрицы и двух рядов наклонных прерывистых перемычек и позволяющая на участке матрицы еще более повысить уровень интенсификации теплообмена.

**Development of technology of thermal designing and diagnostics of vanes of
the low pressure turbine of GTD**

Zemlyanaya V.A., Vikulin A.V.
MAI, Moscow

One of the main trends in the development of aircraft gas turbine engines is a further significant increase of the turbine entry temperature up to 2000-2200 K. This temperature level requires the development of not only cooling systems of blades of the high-temperature high pressure turbines, but also effectively cooled blades of the low pressure turbines. Increasing the level of heat exchange in vanes and blades of these turbines is connected with considerable complication of the structure of their internal cavity. The purpose of this work is the development of constructive execution of the internal channels of the vanes of the low pressure turbine (LPT) and their debugging on thermal condition.

Staff of the department “Technology of designing and production of aircraft engines” developed the stepwise debugging technology on thermal condition and technological effectiveness for the cooled blades of the high-temperature gas turbines.

At the beginning stage of creating the project of a basic construction design of the blade when parameters of its operation are set, the most optimal system of heat exchange intensification is selected on the basis of analysis of the bank of experimental data and known empirical dependences. The initial version of constructive execution of the cooling channels of the basic blade is created, it is presented in the form of the modules simplified on configuration and material (modular debugging).

Next at a stage of improvement of the basic version of the blade construction in its small-scale production (the ceramic rods for forming the cooling channels and the technological equipment for casting in the melted models are designed and manufactured), it is reasonable to use the implantation technology. For the final debugging of the gas turbine blades on the thermal condition and technological effectiveness, in the process of serial production the technology of improving of the ceramic rods that form the cooling channels of the blade modifications is used.

This technology has been approved at the improvement of the design of the vanes for LPT of the turbofan engine AL-31FP. Taking into account the carried-out thermal and hydraulic tests it is established that in the area of the trailing edge of the vane it is advantageously to place a “wide” vortex matrix and three rows of inclined trip strips. It has allowed to increase the level of heat exchange intensification by 15–40% in comparison with the basic version of the vane. In addition, another construction of the cooling system of the LPT vanes is proposed. It is a combination of a three-section vortex matrix and two rows of inclined intermittent trip strips, and it allows to increase even more the level of heat exchange intensification in the area of the matrix.

Стратегия формирования численных моделей потока рабочего тела в проточной части компрессора с использованием специализированного расчётного программного обеспечения

Иванова С.С.

Самарский университет, г. Самара

В работе были проведены исследования по формированию расчётных моделей компрессоров низкого давления (КНД) на примере КНД двигателей семейства «НК» с использованием численных методов, реализуемых на компьютере.

Численное моделирование течения газа в осевом компрессоре проводится в несколько этапов. На первом этапе выделяется расчётная область исследуемого

объекта, геометрия турбомашин при этом задаётся по результатам двухмерного проектирования.

На втором этапе строится дискретная модель (вычислительная сеть).

На третьем этапе задаются граничные условия, выбирается модель турбулентности и непосредственно проводится расчёт.

На последнем этапе проводится визуализация решения и анализ результатов в постпроцессоре.

В ходе исследования были сформированы полные трёхмерные модели трактов КНД и произведены расчёты на детальной сети в рамках прямой стационарной задачи с жёстко заданной геометрией проточной части. Получены расчётные значения интегральных параметров КНД. Построены расчётные характеристики КНД и сравнены с экспериментальными. В ходе сравнения было замечено допустимое расхождение расчётных и экспериментальных значений, вызванное совокупностью нескольких причин: во-первых, неточность определения экспериментальных рабочих параметров, во-вторых, неточность расчётной схемы.

Уточнение расчёта за счёт включения дополнительных элементов планируется в дальнейших исследованиях.

Проведенные расчётные исследования позволили разработать ряд рекомендаций по формированию сетки конечно-элементной модели, выбору модели турбулентности и назначению граничных условий.

Полученные результаты свидетельствуют о возможности использования подобного подхода для дальнейших исследований. Однако, для достижения более точных результатов необходимо дальнейшее детальное изучение некоторых вопросов, связанных с качеством сети, влиянием моделей турбулентности на характер протекания воздуха в межлопаточных венцах КНД, формированием сложных геометрических элементов.

The strategy of numerical models of the working fluid flow in the flow of the compressor using specialized calculation software

Ivanova S.S.

Samara University, Samara

In the studies were carried out on the formation of computational models of low pressure compressor on the example compressors of engines «NK» collection by using numerical methods, implemented on a computer.

Computational fluid dynamic in the axial compressor is carried out in several stages. The first stage is allocated the calculated area of the object, the geometry of the turbomachine in this case is defined by the results of a two-dimensional design.

The second stage is constructed discrete model (interactive grid).

In the third stage set the boundary conditions chosen turbulence model and the calculation is carried out directly.

At the last stage, the visualization and analysis solutions results in the postprocessor.

In the study, the full three-dimensional model compressors paths and produced calculations were formed on a detailed grid within direct stationary problem with rigidly predetermined geometry of the flow. We obtain the calculated values of integral parameters of the low pressure compressors. Constructed the calculated

characteristics of compressors and compared with experimental. Through comparison, it is seen allowable discrepancy calculated and experimental values caused by combination of several reasons: First, experimental inaccuracy in determination of operating parameters, and secondly, the inaccuracy of the estimated circuits.

Refinement of the calculation due to the incorporation of additional features planned in future research.

Calculation studies conducted allowed us to develop a series of recommendations on the formation of the grid finite element model, the choice of turbulence model and the purpose of the boundary conditions.

The results suggest the possibility of using this approach for further research. However, to achieve more accurate results require further detailed study of some of the issues related to the quality of the network, the influence of turbulence models on the nature of the air flow in the interscapular crowns low pressure compressors, the formation of complex geometric elements.

Экспериментальное исследование малоразмерных газотурбинных двигателей

Болховитин М.С., Боровиков Д.А., Ионов А.В., Селиверстов С.Д.,
Стариков П.А.
МАИ, г. Москва

Данная работа посвящена проблематике разработки и экспериментальным исследованиям малоразмерных газотурбинных двигателей (микро-ГТД с тягой до 1000Н). В настоящее время на факультете №2 МАИ разработаны двигатели с тягой 150 Н и 400 Н.

В ходе выполнения проекта решаются следующие задачи:

- моделирование деталей и узлов микро-ГТД;
- разработка методик расчетов микро-ГТД;
- создание испытательного стенда для микро-ГТД;
- разработка технологических решений для изготовления и сборки микро-ГТД;
- разработка собственного ПО.

В настоящее время для исследования разработанных двигательных установок создается экспериментальный стенд по исследованию режимных параметров двигателей, а также для отработки конструкции двигательной установки.

Экспериментальный стенд состоит из: механической части, подвижных полозьев для закрепления изделия, системы управления стендом, системы измерения.

Система управления стендом позволяет обеспечивать электропитанием исполнительные системы стенда: топливный насос, клапана, систему измерений стенда, а также системы запуска и зажигания двигателя. Регулирование ведется по одному параметру – расходу топлива.

Система измерения включает в себя: датчик оборотов, датчик температуры за турбиной, датчики расхода топлива и датчик тяги. Управление ходом испытаний и сбор данных ведутся автоматизировано при помощи среды LabView.

На данный момент в ходе выполнения экспериментальных исследований для двигателя 400Н определена циклограмма запуска двигателя, проведены исследования зависимости расхода топлива и тяги. Проведенные запуски

двигателя 400Н позволили провести верификацию расчетных моделей двигателя. На основании проведенной верификации в настоящее время разрабатывается программное обеспечение по расчету основных параметров двигателей с тягой до 1000Н.

Experimental research of small jet engines

Bolchovitin M.S., Borovikov D.A., Ionov A.V., Seliverstov S.D.,
Starikov P.A.
MAI, Moscow

This work is devoted to problems of development and experimental research of small jet engines (engines with a thrust of up to 1000N). Currently on the faculty №2 MAI are already developed engines with a thrust of 150N and 400N.

During the project are solving the following tasks:

- Micro jet engine parts CAD models creation;
- Micro jet engine construction calculation technique design;
- Micro jet engine test bench development;
- Development of technological solution for micro jet engine manufacture and assembly development;
- Software development.

Currently test bench can measure the main parameters of the engine and is in the process of modernization.

Test bench consist of a mechanical part, movable rails for fixing the engine, test bench control system and measurement system.

Test bench control system allows providing power to other systems: fuel pump, valves, measurement system, as well as start and ignition systems. Regulation is carried out by single parameter – fuel consumption.

The measurement system includes: speed sensor, temperature sensor, fuel consumption sensor and thrust sensor. Test control and data collection are automated and are conducted by LabView environment.

Currently, during 400N engine experimental research, defined it starting diagram, recorded correlation between fuel consumption and thrust. Test launches of 400N engine allowed verifying it numerical model. Based on this verifies, for engines up to 1000N calculation software currently under developing.

Разработка и исследование устройства для имитации атмосферного дождя при проведении сертификационных испытаний авиационных двигателей

Калинина К.Л., Гурьянов А.И.
РГАТУ, г. Рыбинск

Одной из основных задач на стадии комплексной доводки авиационного двигателя является его испытание в условиях полета, в частности, имитация процессов обледенения, проверка на попадание птиц во входной направляющий аппарат, моделирование града, атмосферного дождя. Организация последних условий, в силу их существенной нестационарности, требует обеспечения

комплекса требований по концентрации воды в воздухе, спектру распределения капель по размерам, значению среднегеометрического диаметра капель, расходным характеристикам генераторов макродисперсного капельного потока и условиям взаимодействия облака капель с потоком воздуха.

На сегодняшний день в России нет установок для имитации атмосферного дождя, в то время как сертификационные требования утверждены. Серийное производство авиационного двигателя российской разработки невозможно без решения отмеченной проблемы сертификации.

Выполнен обзорный анализ проблем организации макродисперсного распыла со значением среднего геометрического диаметра 2,66 мм и выбор принципиальной схемы установки для имитации дождя. Разработана методика расчета термогазодинамических, конструктивных, гидравлических и расходных характеристик генератора макродисперсного капельного потока для требуемых режимов заброса воды в двигатель; выполнена эмпирическая проработка генератора. Проведены расчетные исследования параметров рабочего процесса и выбор оптимальных режимов работы установки с целью повышения интегральных параметров эффективности.

Выполнена проработка принципиальной схемы коллекторного модуля установки для имитации дождя. Спроектированный модуль состоит из двух независимых коллекторов, имеющих форму многоугольных кольцевых магистралей и содержащих в себе по 15 генераторов макродисперсного капельного потока, что обеспечивает возможность имитации дождя на режимах «малый газ» и «взлет» с условием одновременного обеспечения концентрации воды в воздухе 20 г/м^3 и значения среднего геометрического диаметра капель 2,66 мм [1], а также работу на переходных режимах с условием поддержания концентрации воды в воздухе 20 г/м^3 за счет изменения расхода воды в каждый из коллекторов согласно функции расхода и функции перепада давления от времени.

Список литературы:

1. Авиационные правила. Часть 33. Нормы летной годности двигателей воздушных судов [Текст]. – 3-е изд., доп. – М.: АВИАИЗДАТ, 2012. – 86 с.

Development and research of the device of atmospheric precipitation simulation for certification tests of aircraft engines

Kalinina, K.L., Guryanov, A.I.
RSATU, Rybinsk

One of the main problems at the stage of debugging complex aircraft engine is its test flight in the conditions, in particular, simulation processes icing, checking to hit birds in the inlet guide vanes, hail simulation, atmospheric rain. Organization of the past conditions, due to their substantial unsteadiness, requires the provision of a set of requirements for the concentration of water in the air, drops range in size distribution, the average value of the median diameter of the droplets flow characteristic macro-dispersed drip flow generators and conditions of interaction cloud droplets from the air stream.

To date, Russia has no facilities to simulate atmospheric precipitation, while the certification requirements are approved. Mass production of aircraft engine developed in Russia is impossible without solving the above mentioned problems of certification.

Completed overview of the problems of organization macro-dispersed spray with a value of the average median diameter of 2.66 mm and a selection of the principal setting circuit to simulate rain. The method of calculation thermos gas dynamic, structural, hydraulic and flow characteristics of the generator macro-dispersed drip flow for the required modes throw water into the engine; performed an empirical study of the generator. Conducted simulate a working process parameters and the choice of optimal modes of installation in order to increase the efficiency of the integral parameters.

Completed study of the concept of the collector module installation to simulate rain. Designed module consists of two independent collectors shaped polygonal ring roads and contain a 15 generators macro-dispersed drip flow, which allows the simulation of rain on the “low gas” and “takeoff” modes with the condition at the same time ensure that the water concentration in the air of 20 g/m^3 and the average values of median droplet diameter of 2.66 mm [1], and working at a transient condition for maintaining the water concentration in the air of 20 g/m^3 due to changes in the flow from each reservoir functions according to the flow and pressure drop function of time.

References:

1. Aviation rules. Part 33. Airworthiness standards aircraft engines [Text] Third edition, enlarged. – M.: AVIAIZDAT, 2012. – 86 p.

Разработка физико-математической модели и программного обеспечения по расчету ионизационной камеры электроракетного двигателя, использующего атмосферные газы в качестве рабочего тела

Канев С.В.

МАИ, г. Москва

Целью данной работы являлось программного обеспечения для расчета основных параметров создаваемого в МАИ электроракетного двигателя для низкоорбитальных (180-240 км) космических аппаратов. Особенностью двигателя является использование в качестве рабочего тела остаточных атмосферных газов. В качестве базовой модели для исследований выбрана схема высокочастотного (ВЧ) ионного двигателя.

Первым этапом разработки являлось создание физико-математической модели плазмы ионизационной камеры двигателя. При этом рабочее тело считалось как смесь азота и кислорода, каждый из которых представлен как молекулярной, так и в атомарной форме. Каждый из этих газов в ходе ионизации частично превращался в однозарядные ионы. Также рассматривались свободные электроны. Таким образом, рассматриваемая модель учитывает 9 различных типов частиц и их взаимодействие. В рамках данной модели в объеме камеры учитываются:

- диссоциация нейтральных частиц;
- ионизация нейтральных частиц;
- накачка энергии в плазму ВЧ электромагнитным полем индуктора.

На поверхности камеры рассматривается процесс рекомбинации ионов. Кроме того, в физико-математическую модель в качестве граничных условий включены ранее существовавшие упрощенные модели устройства забора атмосферных газов и ускорительной системы.

Вторым этапом разработки являлась создание программного обеспечения, реализующего предложенную модель. Созданное ПО учитывает:

- геометрию ионизационной камеры и индуктора;
- концентрации газов в атмосфере;
- ток индуктора;
- основные параметры устройства забора атмосферных газов и ускорительной системы.

Результатом выполненной работы является программное обеспечение, позволяющее рассчитать, как основные интегральные характеристики разрабатываемого двигателя (мощность, тягу), так и локальные распределения концентраций различных частиц и температуры электронов. Приводятся данные тестовых расчетов и их сравнение с экспериментальными результатами.

Работа выполнена в рамках реализации Федеральной целевой программы «Исследования и разработки по приоритетным направлениям развития научно-технологического комплекса России на 2014-2020 годы» (Соглашение № 14.577.21.0101).

Physical and mathematical model and the software for calculating the ionization chamber of electric propulsion thruster with atmospheric gases as a propellant

Kanev S.V.
MAI, Moscow

The aim of the work is as follows: to generate the software for calculating parameters of the electric propulsion thruster developed in Moscow Aviation Institute for low orbit (180-240 km) spacecrafts. The feature of this thruster is the residual atmospheric gases uses as the propellant. The radio-frequency thruster is used as a basic model for investigation.

The first stage of the work is to generate the physical and mathematical model for plasma in the ionization chamber. The propellant is accepted as a mixture of nitrogen and oxygen, each of which can be both in molecular and in atomic forms. During ionization each of these gases are transformed partially into singly charged ions. The free electrons are also considered. Hereby, the examined model takes into account 9 different types of particles and their interactions. In the frames of the present model we consider as follows:

- neutral particles dissociation;
- neutral particles ionization;
- energy pumping into RF plasma by inductor's electromagnetic field.

Ion recombination on chamber's surface is considered. In addition, the simplified models for atmospheric gases intake and for accelerating system are used in the model as the boundary conditions.

The second stage of the work is to generate the software for implementing the presented model. In the software the following parameters are taken into account:

- geometry of the ionization chamber and of the inductor;
- gases concentration in the atmosphere;
- inductor's current;
- the main parameters of atmospheric gases intake and of the acceleration system.

The results of the work are the software that makes it possible to calculate both the main integral parameters of the developed thruster (power, thrust), the local distributions of concentration for different particles and the electrons temperatures. Test calculations and their comparison with experimental information are presented.

The work is supported by the Russian Federal Program "Investigations and Development of Russian Scientific Complex for 2014-2020", project no. 14.577.21.0101

Особенности разработки систем питания и управления стационарными плазменными двигателями для космических аппаратов

Карамов С.В.
АВЭКС, г. Москва

В двигательных установках современных автоматических космических аппаратов (АКА) в большинстве случаев используются электроракетные двигатели на базе стационарных плазменных двигателей (СПД). Двигатели типа СПД используются в качестве тяговых, маршевых и корректирующих двигателей. Одним из самых распространённых плазменных двигателей является двигатель компании ОКБ «Факел» г. Калининград. Рабочим телом для двигателей класса СПД обычно служит инертный газ ксенон.

Для работы СПД требуется система питания и управления (СПУ), представляющая собой аппаратуру высокой сложности и надёжности. Стандартная лётная наработка для СПУ в составе АКА в настоящее время составляет 17 и более лет. В перспективных АКА требования к СПУ ещё более жёсткие.

Основными задачами СПУ является преобразование напряжения питания от бортовой сети КА в напряжения и токи СПД, обеспечение правильной циклограммы запуска двигателей, питание модулей газораспределения, регулирования уровня расхода ксенона, обработку команд управления от центральной бортовой вычислительной машины, снятие и выдачу телеметрической информации о состоянии параметров СПД и СПУ.

В докладе рассматриваются особенности разработки и изготовления подобной аппаратуры с высокими эксплуатационными параметрами. Рассмотрены сложности создания аппаратуры полностью на отечественной элементной базе и на основе отечественных материалов.

Предложена реализация силовых блоков СПУ на основе преобразователей имеющих резонансную топологию построения и обеспечивающих максимально возможный КПД. Показана разработка блока цифрового обмена и управления (БЦОУ) обеспечивающего автономное управление СПД. Рассмотрен интерфейс взаимодействия с бортовой вычислительной машиной АКА посредством цифрового высокоскоростного резервированного канала SpaceWire.

Освещены вопросы разработки алгоритмов и программного обеспечения, выбор и обоснование операционной системы для микропроцессоров БЦОУ.

Предложена гибкая гибридная модель управления всеми двигателями на АКА в виде множества СПУ в зависимости от количества одновременно работающих СПД. Предложена структура в которой одна СПУ способна управлять более чем одним двигателем с помощью дополнительных коммутаторов-фильтров.

Features of the Development of Power Processing Unit and Stationary Plasma Thrusters for Spacecraft

Karamov S.V.

JSC "AVECS", Moscow

In modern automatic propulsion of space vehicles (SV) in most cases used Electric Propulsion on the basis of stationary plasma thrusters (SPT). SPT type Electric Propulsion are used as traction, propulsion engines and corrective. One of the most common plasma engines are the engine of the company DB "Fakel" Kaliningrad. The working body for SPT class is usually an inert gas xenon engines.

For SPT needs a power processing unit (PPU), which is a high hardware complexity and reliability. Standard flight operating time for PPU as part of SV is currently 17 years or more. The long-term requirements for SPU SV even more stringent.

The main objectives of the PPU is to convert the voltage of the onboard spacecraft network voltage and SPT currents, to ensure the correct sequence diagram engine start, power timing modules, control xenon consumption level control processing commands from the central on-board computer, the removal and delivery of telemetry data on the state of SPT settings and PPU.

The report discusses the features of the development and manufacture of such equipment with high performance parameters. We consider the complexity of creating a fully equipment in the domestic element base and on the basis of domestic materials.

A realization of the PPU power units on the basis of converters with resonant topology construction and ensure the highest possible efficiency. It is shown that the development of the block of the digital control unit (DCU) providing a stand-alone SPT management. Consider the interaction interface with on-board satellite computer SV via digital high-speed redundant channel SpaceWire. The questions of the development of algorithms and software, selection and justification of the operating system for microprocessors DCU. A flexible hybrid model control all the engines on the SV as a set of PPU depending on the number of concurrent SPT. The structure in which one is able to control PPU more than one motor via additional switches-filters.

Электропривод регулирования тяги дифференциального твердотопливного ракетного двигателя для высокодинамичных ЛА

Коновалов А.В., Молокин А.В.

МАИ, г. Москва

При проектировании современных высокодинамичных летательных аппаратов (ЛА) предназначенных для решения задач перехвата заатмосферных объектов, например, космического мусора, одним из главных является вопрос высокоточной стабилизации и угловой ориентации корпуса ЛА в инерциальном пространстве на конечном участке полёта.

Традиционно в системах ориентации и стабилизации (СОС) таких ЛА для создания управляющих импульсов применяются твердотопливные реактивные двигатели (РД) без регулирования силы тяги (импульсное управление), что накладывает некоторые ограничения на точность работы СОС в целом. Значительное увеличение точности СОС может быть достигнуто за счёт

оснащения ЛА дифференциальным сопловым управляющим блоком (СУБ), который позволяет регулировать направление и величину силы тяги пропорционально отклонению центрального тела.

Основной сложностью при реализации указанного СУБ являются задачи синтеза следящего привода и определение конструктивной формы выхлопного сопла и запирающих частей центрального тела.

РД с дифференциальным СУБ конструктивно состоит из камеры сгорания, двух сопел, имеющих оппозитное расположение, и единого центрального тела для регулирования критического сечения обоих сопел. За точность позиционирования центрального тела отвечает следящий электропривод. При этом перемещаемое электроприводом центральное тело в выбранном направлении обеспечивает "закрытие" одного сопла и пропорциональное «открытие» второго, чем достигается регулирование направления и величины силы тяги, а так же обеспечивается постоянство массового расхода рабочего газа через сопла за счёт неизменности суммарной площади критических сечений.

Предметом исследования является высокоточный следящий электропривод позиционирования центрального тела, а так же влияние точности следящего привода на точность СОС МКА в целом.

По результатам расчетов выбраны тип исполнительного моментного электродвигателя, тип и конструктивные характеристики ШВП.

Разработана методика расчёта основных параметров следящего привода, определена форма выхлопного сопла и центрального тела, обеспечивающая при перемещении постоянство суммарной площади критических сечений.

Так же разработана математическая модель указанного следящего электромеханического привода в составе дифференциального СУБ ракетного двигателя для проверки выполнения требований ТЗ по точности.

Electrical drive regulating thrust of the differential solid-propellant rocket's engine for highly dynamic aircrafts

Kononov A. V., Molokin A. V.

MAI, Moscow

High-precision Stabilization and angular Orientation of the aircraft in the terminal phase of flight is one of most main questions in the design of modern highly dynamic Aircrafts, which is designed to intercept extra-atmospheric objects such as space debris.

Traditionally, in the systems of orientation and stabilization (SOS) of the aircraft for creating control pulses use solid rocket engines without regulating of thrust. This imposes some limitations on the accuracy of SOS in general. A significant increase in the accuracy of SOS can be achieved by equipping the aircraft control block with differential nozzles, which allows to adjust the direction and magnitude of the thrust force proportional to the deviation of the Central body.

The main difficulty in the implementation of the specified block is the problem of synthesis of the servo drive and determination of the structural shape of the exhaust nozzle and the locking parts of the Central body.

A rocket engine with a differential nozzle block consists of a combustion chamber, two nozzles having opposite location, and a single Central body for regulation the throat area of both nozzles. Moving Central body in one direction

closes" one nozzle and "opens" the second one. It allows to adjust the direction and magnitude of the thrust force and ensures a constant mass flow of propellant gas. In this case the total area of the critical cross-section is maintained constant.

The subject of research is servo drive of high-precision positioning of the Central body and the influence of the accuracy of the servo actuator on the accuracy of SOS aircraft generally.

The results of the calculations are the Executive type torque motor and structural characteristics of ball screw drives.

There was developed method of calculation of the main parameters of the servo drive, was determined the shape of the exhaust nozzles and the Central body that provides the constancy of the total area of the critical cross-sections while moving.

In addition, there was developed a mathematical model of the specified servo actuator in the composition of the differential block of rocket engine for verification of the accuracy requirements.

Анализ достигнутых характеристик Систем электропитания платформ «Экспресс-1000Н» и «Экспресс-2000»

Крючков П.А., Каршюк Д.С.

ИСС, г. Железногорск

Анализ последних 15 лет развития мирового рынка производства КА связи и телекоммуникации показал, что современные КА имеют следующие особенности: большая мощность полезной нагрузки (ПН) (до 13 кВт), жесткие ограничения по массе КА. Очевидно, что новые КА потребуют большей энерговооруженности при меньшей массе оборудования. Одним из факторов выполнения этих требований, является разработка и применение нового поколения СЭП.

В связи с этим актуальной является задача анализа достигнутых характеристик СЭП КА производства АО «ИСС», а также оценка перспектив развития СЭП в следующие 5-7 лет.

Ранее в СЭП КА применялись: БС на основе кремниевых фотопреобразователей (ФП) с КПД $\approx 14\%$, АБ на основе аккумуляторов никель-водородной электрохимической группы с плотностью энергии ≈ 46 Вт \times ч/кг. Существенное увеличение удельных характеристик СЭП современных КА достигнуто за счет применения: ФП на основе арсенид-галлия с КПД $\approx 29\%$, литий-ионных АБ с плотностью энергии $\approx 80-90$ Вт \times ч/кг. Благодаря этому за 10 лет удельная мощность СЭП возросла в $\approx 2,5$ раза, что позволило увеличить энерговооруженность КА без увеличения его массы.

В настоящее время ведутся работы по дальнейшему улучшению удельных характеристик элементов СЭП. Повышение удельных характеристик БС планируется достичь благодаря повышению КПД ФП и снижению их массы. На сегодняшний день имеются лабораторные образцы ФП с КПД 38-39%. Дорожные карты развития ФП в мире показывают, что ФП с указанными характеристиками будут доступны уже в 2020 году. Повышение удельных характеристик АБ достигается за счет разработки нового типа аккумуляторов с плотностью энергии ≈ 250 Вт \times ч/кг в совокупности с оптимизации конструкции АБ. Это позволит получить АБ с плотностью не менее 130 Вт \times ч/кг к 2017 году.

Результаты сравнения достигнутых характеристик платформ отечественного производства позволяют сделать следующие выводы: СЭП современных

платформ разработки АО «ИСС» значительно превосходят по своей эффективности созданные ранее. Совершенствование СЭП в направлении повышения удельной мощности и увеличения срока эксплуатации стало возможным благодаря развитию полупроводниковых технологий, прогрессу в области электрохимии.

К 2020 году планируется увеличить удельную мощность СЭП на $\approx 30\%$ по сравнению с существующим уровнем.

Analysis of achieved performances of EXPRESS-1000H and EXPRESS-2000 platforms Electric Power Systems (EPS)

Kruchkov P.A., Karpluk D.S.

JSC "Information Satellite Systems" of academic M.F. Reshetnev
Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region

Analysis of the world market development on telecommunication spacecrafts manufacture for the last 15 years showed that the modern spacecrafts have the following features:

- high power of Payload (PL) (up to 13 kW);
- tight restrictions on spacecraft mass.

It is obvious the new spacecrafts will require higher power and lesser mass of equipment. One of factors of such requirements fulfillment is development and usage of new generation EPS.

In this connection the actual task is analysis of EPS performances of the satellites manufactured by JSC "ISS" and also perspective estimation of EPS development for the nearest 5 – 7 years.

The equipment used earlier in EPS of the spacecrafts is:

- Solar Arrays (SA) on basis of silicon cells with the efficiency of 14%;
- Batteries on basis of Ni-H₂ cells with energy density of 46 Wh/kg.

The significant increase of modern spacecrafts EPS specific performances is reached by means of application of:

- Solar cell based on GaAs with the efficiency of 29%;
- Li-ion batteries with energy density of 80-90 Wh/kg.

Due to that EPS specific power increased in 2.5 times. It allowed increasing spacecraft available power without its mass increase.

At the present time the works on further improvement of EPS elements specific performances are in progress. SA specific performances increase is planned to reach by solar cells efficiency and their mass decrease. At present there are laboratory samples of cells with the efficiency of 38-39%. "Road maps" of solar cells development in the world shows that such cells with the mentioned performances will be available in 2020.

The batteries specific performances increase is reached by development of new cells with energy density of 250 Wh/kg and the batteries design optimization. It will allow getting batteries with energy density not less than 130 Wh/kg in 2017.

The comparing results of the achieved performances on platforms of domestic production allow us to make the following conclusions:

- modern platforms EPS produced by JSC "ISS" significantly exceed by their efficiency platforms produced earlier;

- EPS improvement in the direction of specific power and life-time increase became possible thanks to semi-conducting technologies development and progress in electrochemistry field;

It's planned to increase EPS specific power by 30% till 2020 comparing with the existing level.

Разработка методов стабилизации и воспламенения топливо-воздушной смеси в сверхзвуковом потоке

Пиралишвили Ш.А., Касаткин М.М.

РГАТУ, г. Рыбинск

Цель работы состоит в определении способа надёжного воспламенения и стабилизации горения в сверхзвуковом потоке.

Применение прямоточных воздушно-реактивных двигателей для беспилотных летательных аппаратов и устройств оборонного назначения обусловлено возможностью увеличения скорости полета и повышенной маневренностью, при относительной простоте и надежности конструкции, вследствие малого числа подвижных элементов.

Создание и эксплуатация сверхзвуковых и гиперзвуковых летательных аппаратов, скорость которых достигает значения $M = 5,0 \dots 10,0$ связана с трудностями преодоления проблемы надёжного воспламенения топливо-воздушной смеси и организации стабильного горения в камере сгорания.

Стабилизация пламени в сверхзвуковой камере сгорания прямоточного двигателя осуществляется с помощью установки в её проточной части тела плохо обтекаемой формы, или поперечно вдуваемой к направлению движения основного потока струи. Это приводит к образованию рециркуляционных зон, поддерживающих процесс горения и обеспечивающих его стабилизацию.

Альтернативным способом стабилизации процесса горения является реализация пульсационного (вибрационного) режима горения. Пульсации теплофизических параметров потока (давления, температуры, скорости) повышают теплонапряженность зоны горения и, как следствие, обеспечивают интенсификацию теплообменных процессов.

Использование закрученного высокоэнтальпийного реагирующего потока топливо-воздушной смеси позволяет одновременно организовать сочетание преимуществ стабилизации радиальным вдувом струи с воспламенением топлива в сверхзвуковом потоке и обеспечением пульсационного режима его горения.

В результате постановки численных расчетов и проведения экспериментальных исследований, разработана вихревая горелка прямоточного типа, генерирующая высокоэнтальпийный закрученный поток с сопутствующими акустическими колебаниями в диапазоне частот от 40 до 10000 Гц и позволяющая организовать воспламенение и устойчивое горение в сверхзвуковой камере сгорания.

The development of methods of stabilization and ignition of fuel-air mixture in a supersonic flow

Piralishvili Sh.A., Kasatkin M.M.

RSATU, Rybinsk

The purpose of work consists in definition of way of reliable inflaming and stabilization of combustion in a supersonic stream.

Application of ramjet engines for unmanned aerial vehicles and defense equipment is caused by the purpose to increase the speed of their flight and maneuverability, with the relative simplicity and reliability of an engine design, owing to small number of the moving elements.

The development and use of supersonic and hypersonic aircraft engines with speed value $M = 5,0 \dots 10,0$ is connected with difficulties of overcoming a problem of reliable inflaming of fuel-air mixture and the organization of stable combustion.

Flame stabilization in the supersonic ramjet engine combustion chamber is carried out by the installation of the bluff body or by blowing of the jet transversely to the direction of motion of the main-stream flow. This leads to the formation of recirculation zones, supporting the combustion process and ensure its stability.

An alternative way to stabilize the combustion process is the realization of pulsating (vibrating) combustion mode. Pulsations of flow's thermal parameters (pressure, temperature, speed) increase the calorific intensity in combustion zone and provide the intensification of heat and mass transfer processes.

The use of high-enthalpy swirling and reacting flow of air-fuel mixture allows to organize the co-benefits of stabilization by radial blowing jet and ignition of fuel in a supersonic flow, providing pulsating mode of its combustion.

As a result of numerical calculations and experimental studies once-through type of vortex burner has been designed. It generates high-enthalpy swirling flow with acoustic oscillations in the frequency range from 40 to 10,000 Hz and allows to organize inflammation and steady air-fuel mixture burning in a supersonic combustion chamber.

Стенд для исследования физико-механических свойств пастообразных топлив

Абашев В.М., Еремкин И.В., Животов Н.П., Киктев С.И., Хомовский Я.Н.
МАИ, г. Москва

Пастообразные топлива (ПТ) относятся к высоковязким, гетерогенным системам, сохраняющим физико-механическую стабильность и вязко-текучее состояние хранения при эксплуатации в температурных диапазонах $\pm 50^\circ\text{C}$. Основным условием работоспособности ракетных двигателей на ПТ является сохранение сплошности заряда пастообразного топлива при любых эксплуатационных воздействиях.

В отличие от баллистического ракетного топлива и смесового твердого ракетного топлива, к пастообразному топливу предъявляются требования к вязкости, обеспечивающие физико-механическую стабильность состава и устойчивость сгорания заряда в заданном диапазоне температур эксплуатации.

Нижнее и верхнее граничные значения вязкости ПТ обеспечиваются в основном за счет связующего. Поэтому необходимо обеспечить заданный диапазон вязкости. Верхний диапазон определяется требованиями сохранения текучести ПТ при $+50^\circ\text{C}$. Предотвратить турбулилизацию поверхностных слоев заряда продуктами сгорания и обеспечить седиментационную устойчивость ПТ при хранении и транспортировке.

Расчеты систем сохранения сплошности массы ПТ представляют трудности, связанные с разбросами характеристик составов, сложностью их определения и неоднозначностью протекания процессов в заряде ПТ. Кроме того, расчеты, опирающиеся на аппроксимационные зависимости, дают удовлетворительные результаты только на хорошо исследованные топлива.

Решение поставленной задачи может быть осуществлено на специальном стенде по исследованию физико-механических свойств пастообразных топлив, который в данный момент спроектирован в МАИ и находится на стадии изготовления. В состав стенда входят: ступель для исследования реологии и физико-механических свойств, смеситель для приготовления имитационных композиционных составов ПТ, вискозиметр, определяющий вязкостные характеристики, вибростенд, термощкаф с возможностью регулирования температуры исследуемого ПТ, прибор неразрушающего контроля, электрооборудование, система регистрации и изменения параметров исследуемых процессов и условий работы стенда, емкости для исследуемого материала.

Данный стенд позволяет более качественно и в полном объеме проводить исследования не только пастообразных топлив, но и любых пластичных материалов и неньютоновских жидкостей.

The experimental facility for study of physical and mechanical properties of paste-like fuels

Abashev V.M., Eremkin I.V., Zhivotov N.P., Kiktev S.I., Homovsky Y.N.
MAI, Moscow

The paste-like fuels (PF) are the part of highly viscous, heterogeneous systems that are preserving the physical and mechanical stability and viscous fluid state storage in an operating temperature range $\pm 50^\circ$. The main condition for PF-propellant rocket engines operability is the maintaining the continuity of the paste fuel propellant during operation.

The requirements that are imposed to paste-like fuels are different from ballistite or composite solid propellants, they include the requirement for viscosity that provide physical and mechanical stability of the composition and stability of the charge combustion in a predetermined operating temperature range.

The lower and upper limits for PF's viscosity provided mainly due to the binder. That's why, it is necessary to provide a specified range of viscosity. The upper range is determined by the requirements of preserving the fluidity of PF at $+50^\circ\text{C}$. Moreover, it is necessary to prevent the turbulence of the surface layers of the charge by the combustion products and provide the sedimentation stability of PF during storage time and transportation.

Computations of the systems for preserving continuity of the PF mass have calculating difficulties that associated with the variation of compositions, their complexity and ambiguity of the definition of processes in the PF. Furthermore, the calculations that are based on approximation give satisfactory results only for well-known fuels.

The solution of this problem can be carried on the special facility for studying of physical-mechanical properties of paste fuels, which had developed in the MAI and currently under construction.

The facility includes: a slipway for studying of rheology, physical and mechanical properties; a mixer for the preparation of the PF imitation of composite structures; viscometer that can determine viscosity characteristics; shaker; oven with temperature control of the test PF; the indestructible testing equipment; electrical equipment; the system for registration and measurement of settings of processes and work conditions of the facility; the container for test materials.

This facility allows to conduct more quality research of not only paste-like fuels, but also of any ductile materials and non-Newtonian fluids.

О закономерностях формирования продольного распределения электрического поля в зонах ускорения двигателей с замкнутым дрейфом электронов

Ким. В.П.
МАИ, г. Москва

В докладе представлены результаты анализа механизма и закономерностей формирования электрического поля в плазменных ускорителях с замкнутым дрейфом электронов (ПУЗДЭ) и космических двигателях с замкнутым дрейфом электронов (ДЗДЭ) на их основе. Показано, что известны разные представления о механизме ускорения частиц рабочего вещества в названных устройствах, что приводит к некоторым спорным положениям и заключениям, «смущающим» работающих с ПУЗДЭ и ДЗДЭ специалистов. Показано также, что в разряде СПД и ДАС существенную роль в распределении электрического поля играет проводимость электронной компоненты плазмы и ее зависимость от магнитного поля. Для электронной компоненты разрядного тока применим закон Ома. Поэтому можно говорить о том, что в зонах ускорения ПУЗДЭ и ДЗДЭ реализуется «квазиомический» механизм формирования продольного распределения электрического поля. Но не только электронная компонента определяет названное распределение, поскольку в соответствии с уравнением Пуассона свой вклад вносят и ионы, т.е. оно зависит и от динамики ионов. Важно также то, что в объеме разряда создаются условия для формирования двойного электрического слоя в силу того, что продольный размер (толщина) ускоряющего слоя меньше межэлектродного промежутка. Поэтому фактически электрическое поле в СИУ создается избыточными зарядами ионов, формирующимися с анодной стороны, и электронов – со стороны выходной части СИУ. При этом электроны «привязаны» к магнитному полю, а ионы – нет. Это означает, что ионы фактически ускоряются избыточным объемным зарядом электронов, связанных с магнитным полем, т.е. ускорение ионов является чисто электростатическим. В свою очередь, реакция ускоряемых ионов в виде силы, действующей на электроны со стороны электрического поля, передается на электроны, а через них - на магнитную систему двигателя.

Результаты работ, представленных в данном докладе, выполнены при поддержке Министерства образования и науки Российской Федерации в рамках договора №2014/22 между Московским авиационным институтом и министерством на выполнение государственных работ в сфере научной деятельности (проект №648 базовой части государственного задания). –

On the peculiarities of electric field distribution formation and of the ion the acceleration in thrusters with closed drift of electrons

Kim V.P.
MAI, Moscow

Results of the mechanism and peculiarities of electric field formation in the acceleration zones of plasma accelerators with closed drift of electrons (PACDE) and of the space propulsion thrusters (the stationary plasma thrusters –SPT and thrusters with anode layer -TAL) on their base are considered in this report. It is shown that there are different explanations of the acceleration mechanism in the mentioned accelerators exist leading to some statements confusing experts working with these devices. It is shown also that in the SPT and TAL discharges significant influence on the plasma potential distribution has an electron conductivity of plasma and its dependence on the magnetic field. For the electron dynamics and electron component of discharge current the Ohm's law is applicable. So, one can tell that the "quasiohmic" mechanism of the longitudinal electric field distribution formation is realized in the discharge plasma volume. But not only electron component determines this distribution because in correspondence with the Poisson equation ions play the definite role that is an electric field distribution depend on ion dynamics too. It is important also that the conditions for the electric double layer appearance are realized in the discharge plasma volume because thickness of the accelerating layer is typically small in comparison with the inter electrode gap of the SPT at least. Therefore an electric field in plasma is created by the excessive charges of ions appearing in the anode side of the accelerating layer and by the excessive charges of electrons at its exit side. Because electrons are kept by the magnetic field and ions are free to move this means that really ions are accelerated by the electrons excessive charges kept to the magnetic field. In turn the ion acceleration reactive force is transferred to the magnetic field and to thruster magnetic system. All the mentioned means that the ion acceleration is pure electrostatic one.

This report was prepared under support of the Russian Federation ministry of education and science according to the state order №2014/22 to the Moscow Aviation Institute for the scientific activities (project №648 of the basic part of the mentioned order).

Система показателей качества авиационных ВРД

Кириллова А.М., Одинцова Е.И.
МАИ, г. Москва

Современные авиационные воздушно-реактивные двигатели являются сложными техническими объектами, создание которых невозможно без системного подхода к оценке качества проектируемого, в том числе технико-экономические показатели, показатели технологичности, стандартизации, патентной чистоты и других. Обеспечение высоких показателей качества нового двигателя требует информации о мировом уровне развития отрасли, перспективы совершенствования отдельных деталей, узлов и агрегатов, а также обеспечения планируемых показателей качества на каждом этапе жизненного цикла проектируемой продукции.

Целью данной работы являлось создание системы показателей качества авиационных воздушно-реактивных двигателей, позволяющей проводить оценку технического уровня рассматриваемого объекта, сравнительный анализ продуктов-аналогов, а также планировать показатели перспективных образцов.

Традиционные подходы для оценки технического уровня различной продукции трудно применимы для области двигателестроения, поэтому в работе был проведен анализ состава показателей качества авиационных ВРД и экспертная оценка весомости этих показателей.

Для анализа технического уровня рассматриваемого объекта, сравнительного анализа продуктов-аналогов потребовалось создание специализированной информационно-поисковой системы, а также программного обеспечения, позволяющих обрабатывать большой объем информации.

Информационно-поисковая система включает в себя электронную базу авиационных двигателей гражданского и военного назначения, разработанную на основе отчетов, обзоров маркетинговых исследований и анализа рынка производства, статистики импорта и экспорта, отчетов о прогнозе развития рынка.

Результатом выполненной работы является система показателей качества авиационных ВРД.

System of indicators of quality aviation propulsion jet engine

Kirillova A.M., Odintsova E.I.

MAI, Moscow

Modern aviation propulsion jet engines are difficult technical objects which creation is impossible without system approach to assessment of the quality projected including technical and economic indicators, indicators of technological effectiveness, standardization, patent purity and others.

Providing high rates of quality of the new engine demands information on world level of development of branch, the prospect of improvement of separate details, knots and units, and also providing the planned quality indicators at each stage of life cycle of the projected production.

The purpose of this work was creation of the system of indicators of quality of aviation propulsion jet engines allowing to carry out assessment of technological level of the considered object, the comparative analysis of products analogs, and also to plan indicators of perspective samples.

Traditional approaches for assessment of technological level of various production are difficult applicable for the field of engine-building therefore in work the analysis of structure of indicators of quality of aviation propulsion jet engines and expert assessment of ponderability of these indicators was carried out.

The analysis of technological level of the considered object, the comparative analysis of products analogs required creation of the specialized information retrieval system, and also the software allowing to process the large volume of information.

The information retrieval system includes electronic base of aviation engines civil and military, developed on the basis of reports, reviews of market researches and the analysis of the market of production, statistics of import and export, reports on the forecast of development of the market.

The system of indicators of quality of aviation propulsion jet engines is result of the performed work.

Распределения температуры и концентрации электронов плазмы в газоразрядной камере высокочастотного двигателя малой мощности

Кожевников В.В., Хартов С.А.

МАИ, г. Москва

Процесс разработки современных моделей высокочастотных ионных двигателей (ВЧИД) малой мощности включает в себя исследование плазменного образования в газоразрядной камере (ГРК) двигателя контактными методами.

Задачей настоящего исследования является построение двумерных распределений температуры электронов T_e и концентрации электронов n_e в ГРК лабораторного ВЧИД и последующее сравнение полученных данных с данными экспериментальных исследований параметров плазмы, проведенных учеными из Гисенского университета (Германия) в 80-х годах прошлого века. Распределения были получены ими для ртутной плазмы в ВЧИД диаметром 100 мм.

В рамках настоящего исследования представлена методика для определения температуры электронов T_e и концентрации электронов n_e в заданной точке плазменного образования в ГРК. Для получения этих локальных параметров применяется измерительный комплекс, использующий тройные зонды Ленгмюра, вводимые через стенку ГРК. Потенциалы и токи в зондовой системе фиксируются источником-измерителем Keutley 236 и цифровым осциллографом Velleman PCS500, после чего записываются программой, созданной в среде графического программирования LabVIEW. Последующая обработка собранных данных и визуализация двумерных распределений локальных параметров плазмы осуществляется в программе, написанной на языке Python.

Полученные таким образом распределения плазмы в ГРК, позволяют изучить конфигурацию скин-слоя – области плазмы, в которой осуществляется процесс эффективного поглощения энергии плазмой из высокочастотного электрического поля. При этом глубину проникновения электромагнитной волны в плазму определяет толщина скин-слоя δ , она уменьшается при увеличении концентрации электронов плазмы n_e . При увеличении концентрации электронов плазмы n_e , в скин-слое растет эффективность поглощения энергии.

Все распределения, в настоящей работе, были получены в ГРК лабораторного образца ВЧИД малой мощности с диаметром выходного пучка 80 мм, при этом ГРК представляет собой полусферу из смеси окиси алюминия и нитрида кремния, с отверстиями в стенке для ввода зонда. В качестве рабочего тела в лабораторном образце ВЧИД применялся ксенон.

Исследования проводились в рамках реализации федеральной целевой программы «Исследования и разработки по приоритетным направлениям развития научно-технологического комплекса России на 2014-2020 годы» (Соглашение № 14.577.21.0101 от 16.09.2014).

Electron temperature and electron density distributions in the discharge chamber of the low power high-frequency ion thruster

Kozhevnikov V.V., Khartov S.A.

MAI, Moscow

The developing cycle of modern low power high-frequency ion thruster contains the study of the plasma formation in the thruster's discharge chamber with the use of contact probe methods.

The subject of our study is to represent two-dimensional distributions of electron temperature T_e and electron number density n_e in the discharge chamber of the high-frequency ion thruster laboratory sample. We also compare collected data with the results of experimental studies carried out by researchers from the University of Giessen (Germany) in the 80-ies of the last century. Giessen's experiments were performed in mercury plasma of the high-frequency ion thruster with output beam diameter 100 mm.

The experimental technique of electron temperature T_e and electron number density n_e definition was presented. The measurement system that includes a triple Langmuir probe inserted through the wall of the discharge chamber in certain points of plasma formation is used for local parameters obtaining. The probes' potentials and currents in the measurement circuit were acquired from source-measurement unit Keytley 236 and digital oscilloscope Velleman PCS500 by program created in LabVIEW visual programming environment. Further processing of the collected data and visualization of two-dimensional distributions of the local plasma parameters is carried out in the program written in Python.

The thus obtained plasma distributions allow us to study the configuration of the skin layer. So called skin layer is the plasma region in which occurs the process of energy absorption from the high frequency electric field. The penetration depth of electromagnetic waves in plasma is determined by the thickness δ of the skin layer, it decreases with an increase concentration of electrons n_e in the plasma. With an increase of electrons concentration n_e the efficiency of energy absorption increases.

All distributions in this paper were obtained in the discharge chamber of the high-frequency ion thruster laboratory sample with output beam diameter 80 mm. The discharge chamber was a hemisphere made of aluminium oxide and silicon nitride mixture with holes in the wall for the probe. This ion thruster works with xenon working medium.

This work was conducted in the framework of the Federal target program «Research and development on priority directions of scientific-technological complex of Russia for 2014-2020» (Agreement № 14.577.21.0101 dated 09.16.2014).

Потери КПД в турбине высокого давления с бандажированной рабочей лопаткой

Комаров О.А., Даутов Д.Р., Белоусов А.И., Дмитриев С.Ю., Наздрачёв С.В.
СНИУ им С.П. Королёва, г. Самара

Снижение потерь энергии в бандажированных ступенях турбины достигается вследствие уменьшения утечек через радиальный зазор: в осевом направлении из-за постановки лабиринтного уплотнения; а в окружном - за счёт практически полного устранения перетеканий газа с корытца на спинку.

Для вновь создаваемых бандажированных турбин основной проблемой является снижение массы бандажного пояса. Наиболее универсальный способ его облегчения заключается в применение контурных вырезов с переднего и заднего торцов полок.

Корректная оценка КПД ступени турбины, включающей лопатки с облегченными бандажными полками, требует уточнения влияния потерь в радиальном зазоре вследствие наличия перетекания в окружающем направлении через контурные вырезы. Решение такой задачи возможно с применением методов численного газодинамического моделирования (CFD). При настройках расчётной модели в качестве программы расчёта использовался программный комплекс NUMECA Fine Turbo.

Выполнена серия CFD-расчётов трёх вариантов бандажных полок на примере турбины высокого давления (ТВД) ГТД НК-36СТ.

Получены значения пропускной способности и КПД ступени турбины для различных степеней расширения газа.

Были созданы несколько расчётных моделей ТВД, которые отличались друг от друга количеством элементов расчётных сеток и наличием притрактовых полостей. Для проверки сеточной сходимости число ячеек на один лопаточный венец (ЛВ) увеличивалось в 2 раза относительно предыдущего уровня, всего было создано 3 уровня.

По результатам расчётов были построены характеристики турбины $A = f(\pi_T^*)$ и $\eta = f(\pi_T^*)$.

Анализ полученных результатов позволяет сделать следующие выводы.

1. Изменение конструкции бандажных полок практически (в пределах точности расчётов) не влияет на пропускную способность ТВД.

2. Учёт радиального зазора 0,7 мм в точке $\pi_T^* = 2,63$ в CFD-модели приводит к снижению величины КПД относительно «гладкого» тракта на 0,7 % для трёхребешковой «классической» бандажной полки, на 0,9 % для двухребешковой «классической» бандажной полки; на 2 % для двухребешковой облегченной бандажной полки.

Total efficiency losses in high pressure gas turbines with bandage

Komarov O.A., Dautov D.R., Belousov A.I., Dmitriev S.Y., Nazdrachev S.V.
SSAU, Samara

Reduced energy loss in the shrouded turbine blades is achieved by the reducing leakage through the radial gap: in the axial direction of the labyrinth seal formulation; and circumferentially – by eliminating the gas flow from the trough at the back.

For newly created shrouded turbines primary problem is to reduce the weight of the shroud belt. The most general method of reducing weight is grooving contour cuts at the front and rear ends of the shelves.

Correct evaluation of the efficiency of the turbine stage, comprising blades with relief bandage shelves, requires clarification of loss of influence in the radial gap due to the presence of overflow in the circumferential direction through contour cuts. The solution of this problem is possible by using computational fluid dynamics (CFD) methods designed by NUMECA which focused on innovation in blades computational fluid dynamics and multiphysics analysis and optimization.

A series of CFD-calculations of the three variants retaining shelves of high pressure turbine engine NK-36ST.

The values of the capacity and efficiency achieved for turbine stage for a variety of gas expansion ratios.

According to the results of the calculations dependence of the capacity from pressure ratio $A = f(\pi_T^*)$ and dependence of the efficiency from pressure ratio $\eta = f(\pi_T^*)$ and characteristics of the turbine was created.

Analysis of the results leads to the following conclusions.

1. Changing the design of retaining shelves almost (within the accuracy of calculations) does not affect the capacity of turbine.

2. In the CFD-model accounting radial clearance at 0.7 mm at the point $\pi_T^* = 2,63$ leads to a decrease in the efficiency of the value relative to the "smooth" path to 0.7% for "classic" three-bar shelf; 0,9% for two-bar shelves for "classic" bandage shelves; 2% for «narrowed» two-bar shelf.

Использование методов контекстного проектирования при разработке типовых конструкций на примере днища рамы

Комиссаров А.А., Соколов А.С.

НПО «Сатурн», г. Рыбинск

В ПАО «НПО «Сатурн» проектирование рам ГТД наземной и морской тематики осуществляется в электронном виде в САПР NX под управлением Teamcenter.

При проектировании рамы, как правило, используются типовые элементы конструкции, а также другие заимствованные элементы. При классическом подходе проектирования («снизу-вверх») конструктор моделирует элементы типовых конструкций «с нуля». Такой подход:

- значительно увеличивает трудоемкость проектирования за счет повторного моделирования типовых элементов для каждой новой рамы;
- обеспечивает обнаружение ошибок только на самом верхнем уровне при сборке рамы, что в итоге приводит к возврату на перепроектирование нижних элементов в обеспечение собираемости.

Для исключения указанных выше недостатков предложен новый подход к проектированию типовых конструкций рам с использованием методов контекстного проектирования.

В основе предложенной методики лежит использование шаблона типовой конструкции элементов рамы. Шаблон разрабатывает специалист в области САПР совместно с конструктором, осуществляющим проработку конструкции рамы. Шаблон представляет собой электронную модель сборочной единицы, не имеющую состава и содержащую твердотельное представление элементов днища рамы, сориентированных друг относительно друга. При использовании шаблона конструктор определяет параметры элементов конструкции и позиционирует шаблон относительно рамы, используя стандартный функционал САПР. Это позволяет на данном этапе сократить время проектирования элементов днища рамы. После согласования конструкции, элементы электронной модели шаблона импортируются в соответствующие компоненты, а шаблон удаляется из состава электронной модели рамы. Для позиционирования и импорта объектов внутри одной электронной модели сборочной единицы используется вспомогательный объект «контрольная структура».

Применение методов контекстного проектирования позволило снизить трудоемкость проектирования днища рамы на 80% и исключить итерации

корректировки электронных моделей элементов конструкции по результатам проверки собираемости рамы.

Результаты, полученные при реализации данной методики, подтверждены на примере проектирования рамы ГТД морской тематики.

Application of the contextual design methods for type design development in the context of the frame bottom

Комиссаров А.А., Sokolov A.S.
NPO Saturn PJSC, Rybinsk

At NPO Saturn PJSC, frames of gas-turbine engines for ground and marine application are designed electronically in CAD-system NX used with Teamcenter Integration.

As a rule, while designing a frame, typical structural elements and other derived elements are used. With a classical approach to design (from bottom to top) the designer simulates elements of the typical constructions from point zero. Such an approach would:

- significantly increase man-hours for design as a result of the iterated simulation of the typical elements for each new frame;
- provide error detection only at the uppermost level during the frame assembly, which eventually results in return back to re-design of the lower elements to ensure assemblability.

To eliminate the above-mentioned drawbacks, a new approach to design of the typical frame constructions using the contextual design methods is proposed.

The proposed approach is based on application of a template of the type design frame elements. The template is developed by a CAD specialist together with a designer who performs an engineering study of the frame design. The template is an electronic model of the assembly unit without a composition and containing solid representation of the frame bottom elements centered relative to each other. When using the template the designer determines the parameters of the structural elements and positions the template relative to the frame using the standard CAD functional. At this stage it helps to reduce the design time for the frame bottom elements. Upon coordination of the design, the elements of the template electronic model are imported in corresponding components, and the template is removed from the frame electronic model composition. For positioning and importing objects within one electronic model of an assembly unit an auxiliary 'test structure' object is used.

Application of the contextual design methods enabled to reduce the labor content of the frame bottom design by 80% and to eliminate iterations of the structural element electronic models amendments according to the results of the frame assemblability checks.

The results obtained during implementation of this procedure have been confirmed by designing the frame for the marine gas-turbine engine.

Исследование характеристик горения смешанного и синтетического топлива в условиях газодинамического противотока

Кононова В.В., Гурьянов А.И.
РГАТУ, г. Рыбинск

В ходе работы были проведены исследования особенностей процессов горения топливных смесей, содержащих продукты каталитической конверсии метана (синтез-газ) в условиях газодинамического противотока [1]. Среди общих проблем устройств сжигания топлива наиболее главными являются: достижение высокой полноты сгорания, широкого концентрационного диапазона устойчивого горения, сокращение выбросов загрязняющих атмосферу веществ [2].

Результаты исследований горения смешанного топлива (синтез-газ и метан) показали, что добавка синтез-газа в диапазоне от 7 % до 80 % сопровождается скачкообразным расширением концентрационного диапазона устойчивого горения более чем в 4 раза в количественном выражении по сравнению с метаном. В ходе экспериментов было установлено, что перевод устройств сжигания топлива на синтетический газ сопровождается двукратным снижением эмиссии оксидов азота во всем концентрационном диапазоне устойчивого горения, относительно горения метана. Объемная доля целесообразной добавки синтез-газа, составляющая 15 %, позволяет сократить эмиссию оксидов азота при горении в условиях газодинамического противотока в 1,5 раза относительно горения метана во всем диапазоне по коэффициенту избытка воздуха. При добавлении к метану 15 % синтез-газа по объему в области режимов горения при коэффициенте избытка воздуха от 1 до 2,5 эмиссия несгоревших углеводородов снижается в 1,8 раза. В случае стехиометрического горения, при коэффициенте избытка воздуха равному 1,02, концентрация несгоревших углеводородов в продуктах сгорания синтез-газа по сравнению со сжиганием метана, уменьшается в 42 раза.

Выполненный комплекс расчетных и экспериментальных исследований показывает целесообразность сжигания смешанного и синтетического топлива для расширения концентрационного диапазона устойчивого горения и снижения эмиссии оксидов азота, монооксидов углерода и несгоревших углеводородов, при сохранении расхода топлива и тепловой мощности газосжигающих устройств.

Литература:

1. Бирюк В. В., Веретенников С. В., Гурьянов А. И., Пиралишвили Ш. А. Вихревой эффект. Технические приложения. Том 2 (Часть 1). М.: Научтехлитиздат, 2014. 288 с.
2. Евдокимов О. А., Гурьянов А. И. Исследование динамики выгорания топлива в камерах сгорания ГТД и устройствах энергетического назначения // Вестник РГАТУ имени П.А. Соловьева. 2013. 4 (27). С. 36-42.

Research of the characteristics of combustion mixed and synthetic fuel in a gas dynamic countercurrent

Kononova V.V., Guryanov A.I.
RSATU, Rybinsk

During work researches of features of processes of combustion of the composite fuels containing products of catalytic conversion of a methane (syngas) in the conditions of a gas dynamic countercurrent [1] were conducted. Among common problems of devices of combustion of fuel the main are: achievement of high completeness of combustion, wide concentration range of steady combustion, reduction of emissions of the substances [2] polluting the atmosphere.

Results of researches of combustion of the fuel blend (syngas and methane) showed that synthetic gas additive in the range from 7% to 80% is followed by saltatory expansion of concentration range of steady combustion more than by 4 times in the quantitative expression in comparison with a methane. During the experiments it was established that conversion of devices of combustion of fuel to syngas is followed by double decrease in an emission of nitrogen oxides in all concentration range of steady combustion, concerning methane combustion. The volume ratio of expedient additive of syngas making 15% allows to reduce emission of nitrogen oxides at combustion in the conditions of a gas dynamic countercurrent by 1,5 times concerning combustion of a methane in all range on coefficient of excess of air. At addition to a methane of 15% of syngas on volume basis in the field of the combustion modes at coefficient of excess of air from 1 to 2,5 emissions of the unburnt hydrocarbons decrease by 1,8 times. In case of stoichiometric combustion, at coefficient of excess of air equal 1,02, concentration of the unburnt hydrocarbons in syngas products of combustion in comparison with combustion of methane, decreases by 42 times.

The executed complex of calculated and experimental research shows expediency of combustion of the mixed fuel and synthetic blend for expansion of concentration range of steady combustion and decrease in an emission of nitrogen oxides, monoxides of carbon and the unburnt carbons, at preservation of fuel consumption and a thermal rating of gas-burning devices.

References:

1. Biryuk V. V., Veretennikov S. V., Gur'yanov A. I., Piralishvili Sh. A. Vortex effect. Technical applications. Volume 2 (Part 1). M.: Nauchtechtizdat, 2014. 288.
2. Evdokimov O. A., Guryanov A. I. Research of dynamics of burning out of fuel in combustors of GTE and devices of energy purpose//Messenger of RSATU of P. A. Soloviev. 2013. 4 (27). 36-42.

Экспериментальное исследование температурных полей в высокочастотном ионном двигателе малой мощности

Абгарян В.К., Ахметжанов Р.В., Балашов В.В., Богатый А.В., Круглов К.И., Моголкин А.И.
МАИ, г. Москва

Были проведены с помощью тепловизора измерения температур внешних поверхностей в высокочастотном ионном двигателе (ВЧИД) малой мощности. Измерения проводились в двигателях ВЧИД – 8 и ВЧИД – 16 при их работе на различных режимах мощности.

Программное обеспечение тепловизора предполагает косинусоидальное распределение по углу теплового потока, идущего с исследуемой поверхности. Кроме этого данные по степеням черноты керамик, используемых в качестве материалов для газоразрядных камер (ГРК) ВЧИД практически не приводятся в справочных изданиях. Степень черноты материала зависит от таких факторов, как шероховатость поверхности, температура и т.п. Кроме того, степень черноты поверхностей может изменяться в связи с осаждением продуктов распыления электродов ионно-оптической системы по мере работы двигателя, особенно при нахождении их в течение длительного времени при повышенной температуре. Теоретические методы определения степеней черноты материалов не могут полностью учесть совокупность различных факторов.

Для получения корректных значений температур при измерениях тепловизором и уточнения степеней черноты материалов внешних поверхностей ВЧИД были проведены предварительные измерения на воздухе как степеней черноты, так и параметров индикатрисы теплового излучения поверхностей материалов. В двигателе вместо плазмы разряда в качестве источника тепла использовалась галогенная лампа с мощностью, сопоставимой с мощностью, вводимой в плазму ГРК при работе ВЧИД. При помощи тепловизора Flir SC645 проводились измерения температуры внешней поверхности ГРК с нанесенной сажой меткой с известной степенью черноты.

Измеренные значения степени черноты существенно отличаются от приведенных в справочных материалах и (или) заявленных производителем. Индикатриса теплового излучения в диапазоне температур 100-300 °С оказалась косинусоидальной с высокой точностью.

Значения температур, рассчитанные численным методом в программном комплексе ANSYS с использованием измеренных на воздухе степеней черноты, удовлетворительно соответствуют значениям температур внешних поверхностей ВЧИД, измеренных тепловизором, при работе ионного двигателя.

Experimental measurements of the temperature field in the low-power radio frequency ion thruster

Abgaryan V.K., Akhmetzhanov R. V., Balashov V.V., Bogaty A. V., Kruglov K.I.,
Mogulkin A.I.
MAI, Moscow

Temperature measurements of the external surfaces of the low-power radio frequency ion thruster (RFIT) were performed using an infrared camera. The measurements were made in the RFIT-8 and RFIT-16 during operation at various power regimes.

The infrared camera software assumes cosine angular distribution of the heat flow coming from the studied surfaces. Also data for the emissivity of the ceramics used as materials for discharge chambers is practically not given in reference books. The emissivity of the material depends on factors such as surface roughness, temperature and etc. Furthermore, the emissivity of the surfaces may vary due to deposition of the ion-optical system's electrode's sputtering products as the engine is operating, especially when the electrodes are at an elevated temperature for a long time. Theoretical methods for determining the emissivity can not fully take into account the totality of the various factors.

Preliminary imitational experiments on the “open air” were done to clarify the numerical values of the thermal parameters such as vessel and acceleration grid material’s emissivity as well as parameters of the heat flux indicatrix. A halogen lamp was used as a heat source. It’s power equals to the one coupled by plasma in the gas-discharge vessel during thruster operation. The measurements of the temperature of the outer surfaces of the discharge chamber with deposited soot mark with a certain emissivity were performed by Flir SC645 infrared camera.

Measured values significantly differ from those given in the reference materials and (or) declared by the manufacturers. The heat flow indicatrix was cosine with a high accuracy in the temperature range of 100 – 300 °С.

Temperatures of the external surfaces of RFIT measured by the infrared camera are in satisfactory agreement with calculated numerically.

ВЧ источник слабо расходящегося клиновидного ионного пучка ионов ксенона

Балашов В.В.¹, Воробьев Е.В.², Духопельников Д.В.², Кудрявцев А.В.¹,
Машеров П.Е.¹, Могулкин А.И.¹, Обухов В.А.¹, Свотина В.В.¹, Черкасова М.В.¹
¹МАИ, ²МГТУ им. Баумана, г. Москва

Доклад посвящён решению задачи очистки околоземного космического пространства (ОКП) от объектов космического мусора (ОКМ) путем воздействия на них ионным пучком, инжектируемым с борта космического (так называемого «сервисного») космического аппарата (СКА) [1, 2]. Расстояние между СКА и ОКМ в процессе транспортировки ОКМ на орбиту захоронения должно превышать размеры обоих тел и, по оценке, может составлять 30-60 м, что и определяет необходимую «дальнобойность» пучка [3]. Разработка ВЧ источника ионов, формирующего слабо расходящийся ионный пучок, потребовала проведения расчетно-экспериментального исследования. На основе опыта создания источников ионов водорода для термоядерных исследований [4] с учетом технологических возможностей численно исследовалась геометрия целевой ИОС.

При фиксированном потенциале эмиссионного электрода (ЭЭ) 2000 В варьировался потенциал ускоряющего электрода (УЭ). Минимум полуугла расходимости пучка по расчету, как следует из таблицы, при погонной плотности ионного тока $4,57 \times 10^{-2}$ А/м соответствовал потенциалу УЭ -200В.

В работе [5] описана модель ВЧ источника ионов ксенона с плоским торцевым индуктором, генерировавшим плазму перед ЭЭ диаметра 100 мм. Зондовая диагностика этой плазмы определила операционные режимы разряда, соответствовавшие линейной плотности ионного тока $4-5 \times 10^{-2}$ А/м с неоднородностью около $\pm 10\%$. Расходимость пучка экспериментально исследовалась по следам эрозии на титановой и стеклянной мишенях, которые показали, что полуугол расходимости пучка поперек щелей составил 3-4 градуса, а вдоль щелей – около нуля.

Литература

1. Международная заявка WO 2011110701 A1. С. Bombardelli, A.J. Pelaez (Испания). – Заявл. 11.03.2010; Оpubл. 15.09.2011.

2. А.Б. Надирадзе, В.А. Обухов, А.И. Покрышкин, Г.А. Попов, В.В. Свотина. Моделирование силового и эрозийного воздействия ионного пучка на крупный объект космического мусора техногенной природы. Изв. АН. Энергетика, 2016, №2, с. 146-157.

3. П.Е. Машеров, Диссертация на соискание учёной степени канд. техн. наук «Разработка космического источника ионов на основе высокочастотного ионного двигателя», МАИ, 2016 (http://mai.ru/events/defence/index.php?ELEMENT_ID=72190).

4. А.А. Панасенко, С.А. Равичев, Н.Н. Семашко, В.М. Кулыгин, Водородный источник ионов с периферийным магнитным полем. В сб. Плазменные ускорители и ионные инжекторы. – М.: Наука, 1984.

5. P.E. Masherov, V.A. Riaby, V.A. Godyak, Integral electrical characteristics and local plasma parameters of a RF ion thruster, Rev. Sci. Instrum., 2016, v. 87, 02B926.

Radio frequency source of weakly expanding, conical xenon ion beam

Balashov V.V.¹, Vorobiov E.V.², Dukhopelnikov D.V.², Kudriyatshev A.V.¹,
Masherov P.E.¹, Mogulkin A.I.¹, Obukhov V.A.¹, Svotina V.V.¹, Cherkasova M.V.¹
¹MAI, ²Bauman MSTU, Moscow

The report is dedicated to the solution of the task of space debris objects' (SDO) removal from circumterrestrial geostationary orbit affecting them with ion beam injected from aboard a space service apparatus (SSA) [1, 2]. The distance between SSA and SDO in the process of SDO transportation to a burial orbit has to exceed the sizes of both objects and according to the theoretical evaluations it can reach 30-60 m which determines the necessary beam range [3]. Development of a radiofrequency (RF) ion source forming weakly expanding ion beam demanded arrangement of a theoretical-experimental research. Based on the experience of hydrogen ion source creation for thermonuclear studies [4] the numerical research of a slotted geometry of ion extracting system has been carried out taking into consideration current technological possibilities.

At the fixed extracting electrode's (EE) potential $V_{EE}=+2000$ V the accelerating electrode's (AE) potential was varied in some range. Calculations showed that minimal half-angle of ion beam expansion reached $4\div 5$ degrees at 0.0457 A/m linear density of ion current to EE that corresponded to $V_{AE}=-200$ V.

In the experimental study of an ion source model, xenon plasma was generated in an ICP discharge unit using butt flat antenna coil enhanced by a ferrite core [5]. The diameter of EE was about 100 mm. Local probe measurements with plane wall probe simulator resulted in radial distributions of ion current density to EE electrode $j_{ir}\sim 8\div 10$ mA/cm². These data together with the size of EE slots helped to determine optimal discharge parameters corresponding to $0.04\div 0.05$ A/m linear density of ion current to EE with non-uniformity about $\pm 10\%$. Ion beam expansion was studied experimentally by erosion traces on titanium and glass targets. The corresponding measurements showed that the experimental half-angle of ion beam's expansion across EE slots reached $3\div 4$ degrees and along the slots it turned out to be nearly zero.

References

1. C.Bombardelli, J.Pelaez, Space debris removal with ion beam, International Application WO2011110701, filed 11.03.2010, published 15.09.2011.
2. A.B. Nadiradze, V.A. Obukhov, A.I. Pokryshkin, G.A. Popov, V.V. Svotina, Modeling power and erosion affection of an oversized object of technical space debris by ion beam, Proc. of the Russian Academy of Sciences. Power Engineering, 2016, No. 2, p. 146-157.
3. P.E. Masherov, PhD dissertation "Developing space ion source based on RF ion thruster", MAI, 2016.
4. A.A. Panasenko, S.A. Ravichev, N.N. Semashko, V.M. Kulygin, Hydrogen ion source with peripheral magnetic field. In: Plasma accelerators and ion injectors. – Moscow: Nauka, 1984.

5. P.E. Masherov, V.A. Riaby, V.A. Godyak, Integral electrical characteristics and local plasma parameters of a RF ion thruster, Rev. Sci. Instrum., 2016, v. 87, 02B926.

Основные направления развития двигателей для летательных аппаратов гражданской авиации

Ланшин А.И.
ЦИАМ, г. Москва

Авиационные двигатели достигли высокого уровня совершенства. Трудно найти такой же сложности технический объект, подверженный столь высоким тепловым и механическим нагрузкам.

Для разных летательных аппаратов (ЛА) применяются разные двигатели. На сверхлегких ЛА при потребной мощности до 500 л.с. применяются, в основном, авиационные поршневые двигатели (АПД). Для авиации местных воздушных линий и части региональных самолетов при потребной мощности больше 500 л.с. используются турбовинтовые двигатели (ТВД). На деловых и более скоростных региональных самолетах применяются турбореактивные двухконтурные двигатели (ТРДД). Для магистральных самолетов используются ТРДД; при степени двухконтурности до $m \sim 5$ – со смешением потоков контуров, при $m > 5$ – с раздельными контурами.

Рост цен на авиационное топливо обуславливает повышение требований к экономичности двигателей, особенно для дальнемагистральных самолетов. Соответственно возрастает актуальность поиска возможностей снижения расхода топлива, включая исследование двигателей новых конструктивных схем.

Постоянное ужесточение международных требований к снижению авиационного шума и эмиссии вредных веществ также требует внедрения новых технических решений и технологий.

В этих условиях, учитывая, что в традиционных схемах ТРДД возможности повышения параметров рабочего процесса ($\pi_{кв}^*$, T_t^*) и степени двухконтурности, а также коэффициентов полезного действия узлов ограничены (ресурс, размеры проточного тракта, диаметр вентилятора, высокий достигнутый уровень политропических к.п.д. узлов и др.), необходимо рассматривать различные направления повышения эффективности двигателя как «тепловой машины» (эффективный к.п.д., η_e) и как «двигателя» (полетный к.п.д., η_n).

Одним из перспективных направлений, в частности, является создание и применение гибридных (привод движителя от турбины и от электродвигателя) или полностью электрических двигателей при условии кардинального (в 5 – 10 раз) улучшения весовых показателей компонентов электрооборудования.

Для создания в 2025 – 2030 годах конкурентоспособных авиационных двигателей 5+ и 6 поколений необходимо уже сегодня формировать и накапливать научно-технический задел в области новых технических решения, конструкционных материалов и технологий.

Main directions of engines development for civil aircraft

Lanshin A.I.
CIAM, Moscow

Aero engines have achieved a high level of perfection. Hardly to find such a complex

hardware object subject to so high heat and mechanical stresses.

Various engines are used for different flying vehicles (FV). Ultra-light FVs at desired power up to 500 h.p. apply mainly piston motors. Aircraft for local lines and some regional aircraft with required power 500+ h.p. apply turboprops. For business jets and speeder regional aircraft turbofans are used. Long range aircraft are equipped by turbofans: at bypass ratio to $m \sim 5$ – with fan and core flows mixture, at $m > 5$ – with different flows.

Growing aviation fuel prices result in greater requirements for engines economy particularly for long-range aircraft. Consequently more urgent becomes searching possible smaller fuel consumption including research of new engine design configurations.

Constant stricter international requirements to lesser aircraft noise and detrimental emissions also leads to introducing innovative technical solutions and technologies.

Under these condition, taking into account limitations of possible increase of traditional turbofan working process parameters ($\pi_{c\sigma}^*$, T_{g}^*) and bypass ratio, as well as components efficiency (life, flowpath dimensions, fan diameter, high components polytropic efficiency level achieved, etc.), it is necessary to consider various directions of increasing engine both as "heat machine" (efficiency, η_c) and as 'propulsion unit' (flight efficiency, η_f).

One of the perspective directions, in particular, is a creation and usage of hybrid (propelling drive from turbine and from electric motor) or completely electric engines providing cardinal (5-10-fold) improvement of electric components weight factors.

For creating in 2025-2030 competitive aero engines of the 5th + and 6th generations it is necessary already today to form and accumulate research backlog in the field of new technical solutions, design materials, and technologies.

Оптимизация системы конвективно-плёночного охлаждения бандажных полок рабочих лопаток высокотемпературных ТВД

Ле Тиен Зьюнг, Нестеренко В.Г.

МАИ, г. Москва

Перетекание газа через радиальный зазор уменьшает крутящий момент на валу турбины и приводит к снижению её к.п.д. Эти потери можно существенно снизить путём применения на лопатках бандажных полок, на которых установлены лабиринтные уплотнения и которые «утоплены» в корпусе турбины, как это показано в работе. Рассмотрены задачи выбора количества лопаток с бандажными (антивибрационными) полками, так и выбора количества лопаток без бандажа, которые отличаются углами поворота потока в решётке, относительно толщиной профиля, кривизной профиля в косом срезе решётки, величинами конфузурности их межлопаточных каналов, количеством охлаждающего воздуха, который подводится к различным участкам профильной части лопатки и её бандажным полкам при конвективном или плёночном охлаждении. Для бандажированных лопаток критичным параметром является также допустимая по условиям прочности величина «вылета» полки в окружном направлении. Поэтому важно оптимизировать форму полок, местонахождение контактных поверхностей, соединяющих все лопатки между собой. В докладе представлена классификация бандажных полок различного вида и назначения,

отличающихся их формой, местонахождением рёбер лабиринтных уплотнений, расположением в бандажной полке каналов с охлаждающим воздухом и местами их выпуска на элементы наружных и внутренних поверхностей полок.

Исследованы особенности конструкций бандажной полки рабочей лопатки ТВД Трент 800, которая имеет систему конвективного охлаждения с поперечными каналами, соединёнными с внутренней полостью пера лопатки и выходом охлаждающего воздуха на боковые грани полок - заднюю и боковые. Авторами предложена новая конструкция бандажной полки, где реализована система конвективно-плёночного охлаждения всех наружных поверхностей бандажной полки, включая гребни лабиринтных уплотнений.

Рассмотрены особенности проектирования бандажных полок для относительно узких и широкохордных лопаток ТВД, которые отличаются их количеством в рабочем колесе, но имеют одинаковую величину относительного шага, выбранную во всех сечениях по высоте лопатки. При установке бандажной полки необходимо усиливать подположные сечения, а также компенсировать рост центробежной нагрузки на профиль критичного по высоте лопатки сечения, в котором имеют место минимальные величины запасов прочности.

В результате проведенных работ сформулированы рекомендации по совершенствованию системы охлаждения бандажных полок рабочих лопаток современных и перспективных высокотемпературных ТВД, а также рекомендации по методике проектирования рабочих лопаток ТВД в целом.

Optimization of convective-film cooling system of the turbine blade shroud of the high-temperature HPT

Le Tien Duong, Nesterenko V.G.
MAI, Moscow

Leakage Flow through the radial gap reduces the torque on the shaft of the turbine and reduces its efficiency. These losses can be significantly reduced by applying the retaining shrouds on the blades, where labyrinth seals are installed and which “drowned” in the turbine case.

The problems which have been studied are as follows: selecting the number of blades with shroud (anti-vibration), and the number of blades without the shroud, which have different flow turning angles within the lattice, the relative thickness of the profile, the curvature of the profile in an oblique cut lattice, by values of convergence of their inter-blade channels, the amount of cooling air, which is supplied to various portions of the airfoil and its shroud for convective- film cooling.

For shrouded blades, the sensitive parameter is the permissible limit of loss of strength of the shroud in the circumferential direction. It is therefore important to optimize the shape of shroud, the location of the contact surfaces, joining all the blades to each other. The report provides a classification of shroud of various types and purposes other than their form, location of fins with labyrinth seals, which are located in shroud channels with cooling air and in some places their release on the elements of the external and internal surfaces of the shroud.

The features of the construction of the shroud turbine blades used in HPT Trent 800, which has a convection cooling system with cross channels is connected to the interior of the airfoil and the cooling air outlet on the side faces of the shelves - the

rear and the side [2]. The authors propose a new design for the shroud, which uses convective-film cooling system of external surfaces of the shroud, including fin labyrinth seals.

The features of the design of the shroud for the relatively narrow and wide-HPT blades, which differ in their number in the impeller, but have the same amount of relative pitch, in all sections for the selected height of the blade. During the installing shroud it is necessary to strengthen the section under the shroud, as well as to compensate for the growth of the centrifugal load on the critical height profile of the blade section in which there are minimum values of safety factors.

As a result of the work we have made recommendations for improving the cooling system of the shroud in future and perspective high temperature turbine blades HPT, as well as recommendations on how to design the HPT rotor blades in general.

Оценка влияния препарации лопаток на их вибрационные характеристики

Лысенко А.А., Огородникова Н.В.
НПО «Сатурн», г. Рыбинск

Тензометрирование в настоящее время является основным способом исследования вибронпряженности лопаток ГТД. Тензодатчики и провода, наклеенные на лопатку, оказывают некоторое влияние на ее жесткость и массу, а, следовательно, и ее вибрационное поведение. Вследствие этого при испытаниях в составе двигателя не исключается:

- вхождение запрепарированной лопатки в резонанс, от которого исходные лопатки (без препарации) были отстроены;
- отстройка запрепарированной лопатки от резонансов, имеющих место на исходных.

Таким образом, при проведении особенно ответственных испытаний актуальной является задача оценки влияния препарации на вибрационные характеристики лопаток.

В данной работе представлен способ оценки влияния препарации лопаток на их вибрационные характеристики, использованный на НПО «Сатурн» применительно к лопаткам турбины перед их тензометрированием. Способ реализован следующим образом

1. Методом ударного возбуждения (пинг-теста) определяются собственные частоты колебаний:

- комплекта лопаток без препарации (исходных);
- запрепарированных лопаток.

Пинг-тест каждой лопатки выполняется индивидуально при закреплении в специальном приспособлении.

2. Выполняется идентификация форм собственных колебаний исходных лопаток, полученных при пинг-тесте, с расчетными данными.

3. Для каждой запрепарированной лопатки выполняется сравнение собственных частот до и после наклейки датчиков.

Для лопаток турбины, на которых был апробирован данный способ на НПО «Сатурн», изменение собственных частот колебаний запрепарированных лопаток по сравнению с исходными составило до 3% по всем исследованным

формам. Частоты большинства запрепарированных лопаток остались в диапазоне частот исходных лопаток.

Отдельный анализ был выполнен для лопаток, у которых частота по какой-либо форме колебаний после наклейки датчиков вышла за пределы диапазона частот исходных лопаток. Анализ показал достаточность запасов от резонансов для данных лопаток, что было подтверждено при проведении тензометрирования – новых резонансов выявлено не было.

Таким образом, наличие препарации на рабочих лопатках турбины не привело к изменению резонансных частот, т.е. не повлияло на результаты их тензометрирования.

Assessment of blades instrumentation impact on their vibration characteristics

Lysenko A.A., Ogorodnikova N.V.
PJSC “NPO “Saturn”

Currently strain-gauging is the main method of gas-turbine engine blades vibratory stresses analysis. Strain gauges and wires glued to the blade have some impact on its stiffness and weight and, thus, on its vibratory behavior. Consequently, during the tests in engine assembly the following should not be excluded:

- instrumented blade resonance, which was detuned on initial blades (uninstrumented);
- detuning of instrumented blade resonances, which exist on initial blades.

Thus, assessment of instrumentation impact on blades vibration characteristics during critical tests is of high priority.

In this paper we present the method of assessment of blades instrumentation impact on their vibration characteristics, which was used at NPO “Saturn” for turbine blades prior to strain-gauging. The method consists in the following

1. Determination of natural frequencies by impact excitation (ping-test) for:

- set of uninstrumented blades (initial);
- instrumented blades.

Ping-test is performed for each blade separately when fixed in special tool.

2. Identification of natural mode shapes for initial blades, which were obtained during ping-test, with design data.

3. Comparison of natural frequencies before and after strain gauges gluing for each instrumented blade.

Change of natural frequencies of instrumented turbine blades, which were used for evaluation of this method at NPO “Saturn”, versus the initial blades is below 3% for all analyzed mode shapes. Frequencies of the majority of instrumented blades remain within initial blades frequency range.

Individual analysis was performed for those blades, the frequency of which for any mode shape after strain gauge gluing was out of initial blades frequency range. The analysis demonstrated that resonance margins for those blades were sufficient and it was confirmed during strain-gauging – new resonances were not detected.

Thus, presence of instrumentation on turbine blades did not result in change of resonance frequencies, i.e. it did not affect the results of strain-gauging.

Оценка разбюстировок оптического резонатора авиационной лазерной силовой энергоустановки на основе импульсно-периодического DF-НХЛ

Для разработки авиационных силовых лазерных установок для борьбы с фрагментами космического мусора требуется создание системы высокоточного наведения. Целью данной работы является определение величины разюстировок, возникающих под действием вибраций носителя в оптическом резонаторе передающего канала авиационной лазерной силовой энергоустановки. Предметом исследования является система лазерная бортовая энергоустановка (ЛБЭУ) - носитель. Объектом исследования- величина разюстировок резонатора под действием вибраций.

В работе построена математическая модель для оценки смещения оптической оси передающего канала с неустойчивым телескопическим резонатором:

- составлена схема расчета разюстировок зеркал, закрепленных в корпусе с габаритами $L \cdot a \cdot b$ (где L наибольший размер) под действием вибраций;
- для неустойчивого телескопического резонатора приведена зависимость для расчета изменения положения оптической оси при смещениях зеркал.

По построенной модели проведен расчет для неустойчивого телескопического резонатора при воздействии вибраций с частотой $f=10..200$ Гц и амплитудой $A=0,5$ мм. Максимальное смещение оптической оси (угловое $\nu'_0 = 3,1$ угл.сек. и поперечное $y'_0 = 0,9$ мм смещение) лазерного резонатора возникает при воздействии вибраций с частотой 200 Гц.

В результате можно сделать следующие выводы:

- наибольшую опасность представляют высокочастотные вибрации (при частоте вибраций 200 Гц угловое смещение оптической оси составляет 3,1 угл.сек.);
- полученные результаты могут быть использованы при разработке системы высокоточного совмещения приемного и передающего каналов ЛБЭУ и обоснования требований к таким системам.

Optical Resonator Misalignment Evaluation of the Aviation Laser Power Plant Based on a Repetitively Pulsed DF-CWL

Avdeev A.V., Metelnikov A.A.
MAI, Moscow

High-precision guidance system creation is necessary for the development of air-based power laser systems to deal with space debris. The aim of this study is to determine the value of optical laser resonator misalignment of transmission channel caused by aircraft vibration. The subject of research is the system which includes laser air-based power plant (LAPP) and aircraft. The object of study is the value of optical laser resonator misalignment caused by aircraft vibration.

In this paper is designed mathematical model which estimates the displacement of the transmission channel optical axis with an unstable telescopic resonator. The model includes:

- calculation scheme – evaluates mirrors misalignments caused by vibrations. Mirrors are fixed in housing with dimensions $L \cdot a \cdot b$ (where L is the largest size);
- for unstable telescopic resonator is designed mathematical model for calculating of displacement of optical axis caused by resonator mirrors misalignments.

For an unstable telescopic resonator was calculated misalignment values for vibration with frequency $f = 10..200$ Hz and amplitude $A = 0,5$ mm. The maximum optical axis displacement (3,1arcsec (angular) and 0,9mm (cross)) was caused by vibrations with frequency 200 Hz.

This experience leads to the following conclusions:

- the high-frequency vibration is most dangerous;
- the results of this work can be used to develop a system of high-precision alignment of the transmitting and receiving LAPP channels and rationale for such systems requirements.

Критерии выбора элементов систем энергообеспечения удаленных наземных комплексов в республике Мьянма

Гротова О.Н., Мин Мин Тхо
МАИ, г. Москва

Автономные системы энергообеспечения (АСЭ) на базе возобновляемых источников энергии, как правило, рассчитываются, исходя из данных по потребляемой мощности, а также с учетом ветрового и солнечного потенциала данной местности. Для регионов, расположенных на территории республики Мьянма, был рассчитан приход солнечной энергии на приемную площадку под разными углами и определены основные ветроэнергетические характеристики.

Анализ ресурсов солнечной и ветровой энергии показал, что энергия солнца и ветра на территории Мьянмы распределены неравномерно в течение года хорошо компенсируют друг друга. Летом и зимой скорость ветра сравнительно небольшая, но достаточно много солнца, в дождливый сезон, наоборот, много сильных ветров и меньше солнечного света. Поэтому целесообразно применение гибридных систем энергоснабжения, в состав которых входят ветрогенератор и солнечные панели, что дает возможность накапливать, хранить и использовать энергию ветра и солнечную энергию.

При выборе солнечных панелей следует учитывать материал панелей, производительность (КПД), надежность, срок службы и др. Наибольшим КПД обладают поликристаллические и монокристаллические батареи. В монокристаллах меньше потери энергии, выше КПД и меньше размеры, но они более дорогостоящие. Кроме того, следует учитывать, что мощность солнечных батарей падает при нагреве(при повышении температуры на 1°С мощность снижается на 0,4%), поэтому можно предусмотреть систему охлаждения панелей.

Главным критерием выбора ветрогенератора является его размещение на местности. При установке ветрогенератора нужно учитывать турбулентности ветрового потока (турбина должна размещаться на 10 метров выше наивысшего объекта в радиусе 100 м)и площадь, необходимую для установки ветряков, а также открытость и орография местности. Выбор конструкции ветрогенератора осуществляется с учетом данных о максимальной и минимальной скорости ветра, долговечности и условиях эксплуатации.

В состав АСЭ входят также аккумуляторные батареи, контроллер и инвертор, которые выбираются в зависимости от пиковой и номинальной нагрузки, входного напряжения, силы выходного тока ряда других параметров.

Выявленные критерии выступают в качестве ограничений на проектные параметры в задаче оптимизации выбора элементов АСЭ удаленных авиакомплексов в республике Мьянма.

Criteria for the selection of system elements of energy supply in remote ground-based systems in the Republic of Myanmar

Grotova O.N., Min Min Thaw

MAI, Moscow

Autonomous power supply system (AES) on the basis of renewable energy sources, as a rule, are calculated from the data of power consumption and also taking into account wind and solar potential of the area. For regions located on the territory of the Republic of Myanmar, calculated at the arrival of solar energy to the receiving area at different angles and the main wind characteristics.

Analysis of the resources of solar and wind energy showed that the energy of the sun and wind on Myanmar territory are unevenly distributed throughout the year and cancel each other out. Summer and winter wind speed is relatively small, but quite a lot of sun in the rainy season, on the contrary, a lot of strong winds and less sunlight. Therefore, it is advisable to use hybrid power systems, which include wind turbine and solar panels, making it possible to accumulate, store and use wind energy and solar energy.

When choosing solar panels you should consider the material of the panels, the performance (efficiency), reliability, service life, etc. have the highest efficiency polycrystalline and mono-crystalline battery. Single crystals of the less energy loss, higher efficiency and smaller size, but they are more expensive. Furthermore, it should be borne in mind that the power of the solar panels decreases with temperature when the temperature increases by 1°C the capacity decreases by 0.4 %), therefore it is possible to provide a cooling system panels.

The main criterion for the choice of wind turbine is the location. When you install a wind turbine you need to consider turbulence of wind flow turbine should be positioned 10 meters above the highest object within a radius of 100 m) and the area required for the installation of wind turbines, as well as openness and orography of the location. The choice of design of the wind turbine is carried out based on the data on maximum and minimum wind speed, durability and operating conditions.

Part of the (AES) also includes the battery, controller and inverter, which are selected depending on peak and rated load, input voltage, output current other parameters.

The criteria act as constraints to the design parameters in the optimization problem of selecting elements (AES) of remote aircraft-complex in the Republic of Myanmar.

Судовые движители на основе генераторов вихревых пар

Недору́б С.А., Остроу́хов Н.Н., Чу́макова Е.В.

МАИ, г. Москва

Практически все современные водные и воздушные транспортные средства выполнены по раздельной схеме «двигатель – корпус судна», при которой движитель в результате взаимодействия с окружающей средой создает тяговое усилие, под действием которого судно перемещается. При такой компоновке для

перемещения средства необходимо преодолеть силу сопротивления среды, обусловленную встречным скоростным напором, действующую на корпус и движитель средства. В работе в качестве возможного варианта движителя водных и воздушных судов рассматривается устройство на основе генератора вихревой пары. Вихревые пары, перемещаясь в окружающей среде, не испытывают лобового сопротивления, а следовательно и суда, выполненные по предложенным схемам также не имеют лобового сопротивления.

Наилучшими характеристиками в качестве движителя обладает тороидальный вихрь, имеющий минимальные диссипативные потери. Простейшим генератором тороидального вихря является вращающаяся тороидальная оболочка, внутри которой размещается корпус судна. Однако конструктивно-технологическая реализация таких судов связана с рядом технических проблем. Кроме того, возникать и существовать тороидальный вихрь может лишь в однородной среде.

Простейшим генератором поверхностной вихревой пары являются два вертикальных вращающихся во взаимно противоположных направлениях цилиндра, образующих полутороидальные вихри. Скорость поступательного движения пары определяется соотношением $V = \Gamma/4\pi r$, где Γ – циркуляция вихрей, r – расстояние от линии симметрии до центра вихря. Две и большее число пар цилиндров позволяют монтировать на осях цилиндров несущую платформу в надводной части. Существенно отсутствие явных ограничений на форму и грузоподъемность платформы. Важным параметром такой конструкции является межосевое расстояние роторов. С одной стороны, скорость судна тем больше, чем меньше межосевое расстояние, а с другой, это расстояние должно быть достаточно большим, чтобы в окрестности роторов сформировалось замкнутое течение. С целью оптимизации получены зависимости отношения скорости поступательного движения к линейной скорости вихря от расстояния между центрами вихрей.

Для оценки эффективности предложенных конструкций проведено сравнение потребляемой на перемещение мощности судов одинакового водоизмещения с традиционными движителями и движителями вихревой природы. Полученные зависимости показали, что суда, выполненные по предложенным схемам, затрачивают на несколько (5-7) порядков меньше мощности, потребляемой традиционными судами.

Построена действующая модель водного транспортного средства с использованием двух роторных пар в качестве движителя.

The ship's propulsions devices based on vortex pairs generators

Nedoroub S.A., Ostroukhov N.N., Chumakova E.V.

MAI, Moscow

Virtually all modern water and air vehicles are made by separate scheme “propeller-hull”, whereby propulsion from the interaction with the environment creates a pulling force, under the action of which the vessel is moving. At that arrangement to move the ship it is necessary to overcome the environment resistance as a high-speed pressure and which works (acts) at the body and propulsion device of the ship. As a possible propulsion device of the ship and the aircraft, a device based on the vortex pair generator is considered in the work. The moving of vortex pair in the environment do

not experience the drag, and therefore trial made on the proposed schemes of the ships also do not have a drag.

A toroidal vortex has a minimum dissipation losses therefore propulsion device on base such vortex has the best properties. The simplest generator of toroidal vortex is a rotating toroidal shell, inside of which the ship's hull located. However, structural and technological implementation of such vessels is associated with a number of technical problems. Besides a toroidal vortex may exist in a homogeneous environment only.

The simplest generator surface vortex pair are two vertical cylinders rotating in opposite directions and forming half-toroidal vortex. The speed of forward movement of the pair is given by $V = \Gamma/4\pi r$, where Γ – the circulation of the vortex, r – distance from the line of symmetry to the center of the vortex. Two and a greater number of cylinders pairs allows the mounting carrying ship platform at the on cylinders axles. Essentially, that there are not any restrictions at the shape and cargo-capacity of such platform. An important parameter of this design is the spacing of the rotors. On the one hand, the greater the speed of the vessel, the smaller the spacing, on the other hand, this distance should be large enough to form in the vicinity of the rotors the circle stream. In order to optimize the relationship obtained according to the forward movement speed of the linear velocity of a vortex on the distance between the center of the vortex.

A comparison of consumed power to movement of vessels of the same tonnage of traditional and proposed schemes was made. The dependences obtained showed the proposed schemes, spend a few (5-7) orders of magnitude less than the power consumed by traditional ships.

A working model of a water vehicle with two rotary pairs as propulsion device was built in the work.

Перспективы развития солнечной энергетики для инфокоммуникационных систем на БПЛА

Петров А.А., Карманов А.Г.
ИТМО, г. Санкт-Петербург

В современном мире все большее распространение получают беспилотные летательные аппараты. Все шире становится спектр их применения. Несомненно, в основном это разнообразные нужды военных ведомств, но и в мирных целях БПЛА находят свое применение.

Для достижения поставленной цели решены следующие задачи: 1. В данной работе мы провели всесторонний анализ существующих и проектируемых аналогов, доступных в публичном доступе. 2. Рассмотрена функциональность мобильной солнечной энергостанции. 3. Выбрана технология для реализации солнечной энергостанции. 4. Осуществлен расчет типовой нагрузки на энергетическую установку. 5. Представлены данные испытаний и анализ эффективности пленочной солнечной батареи в реальных погодных условиях. 6. Создан эскизный проект расположения солнечных батарей на крыльях самолета с учетом фактической геометрии. 7. Расчет фактически вырабатываемой электроэнергии в стандартных условиях.

Разработана модель беспилотного летательного самолёта с солнечной электростанцией, за счет использования исключительно серийных компонентов и материалов.

Development prospects of solar energy systems for info communication systems UAV

Petrov A.A., Karmanov A.G.
ITMO University, St.Petersburg

Unmanned aerial vehicles are becoming more common in the world today. The range of their application are becoming increasingly. Undoubtedly mainly the diverse needs of the military departments but also UAV find their application in peaceful purposes.

To achieve this goal following tasks: 1. In this research article we conducted a comprehensive analysis of the existing and planned analogue available in the public domain. 2. It was considered functionality of mobile solar power plant. 3. Technology for the realization of solar power stations was chosen. 4. Calculation of the load was carried out on a power plant 5. Data and analysis of the efficiency of thin film solar cell in real weather conditions were presented. 6. Sketch solar project location on the wings of the aircraft was created; actual geometry also was taken into account. 7. There was also calculation of actually generated electricity under standard conditions.

The model of unmanned aerial aircraft with solar power was developed, due to the exclusive use of serial components and materials.

Особенности SPICE-моделирования резонансных преобразователей энергии для систем электроснабжения электроракетных двигателей (ЭРД)

Карамов С.В., Пильников Н.А.
АВЭКС, г. Москва

Большинство космических аппаратов (КА) используют для корректировки своей орбиты электроракетные двигатели (ЭРД). Для работы ЭРД необходим источник питания с определенным качеством выходных параметров, так как от них напрямую будет зависеть качество работы самого ЭРД.

В технических требованиях на разработку таких источников питания для ЭРД указываются весьма высокие характеристики параметров электропитания при мощности потребления 4 кВт и выше, например: КПД преобразователя должен быть не ниже 96%; нестабильность выходного напряжения – не более 2%; срок бесперебойной работы – не ниже 17 лет; устойчивость к радиации и т.д. Разработка подобного преобразователя, который должен обеспечивать высокое качество выходного питания в течении всего срока эксплуатации представляет сложную схемотехническую задачу. Особенно важным является выбор оптимальной для заданных условий топологии преобразователя и полный расчёт для всех режимов работы. Определяющую роль как в подтверждении правильности расчета, так и в поисках оптимальных схемотехнических решений несёт предварительное схемотехническое моделирование на персональных компьютерах.

В качестве средств моделирования выбрано программное обеспечение SPICE и Matlab. В докладе освещается вопрос выбора оптимальной топологии преобразователя напряжения с учётом предъявляемых требований. Описан выбор схемного решения выбранной топологии с учётом длительной работы в условия космической радиации, а также отечественной элементной базы. Рассмотрены проблемы создания моделей отечественных компонентов

микроэлектронных полупроводниковых приборов и магнитных материалов. Освещены способы создания модели компонентов и их верификации. Проведено компьютерное моделирование нескольких схемных решений для анализа и последующего выбора схемного исполнения. Проведён сравнительный анализ измеренных осциллограмм реальной схемы и, полученных из компьютерной модели зависимостей для оценки точности и верификации созданной модели. Сделаны выводы о принципиальных ограничениях создаваемых моделей микроэлектронных компонентов и введены возможные корректировки в существующие модели.

Features SPICE modeling of resonant converters for power supply systems of electric propulsions (EP)

Karamov S.V., Pilnikov N.A.
JSC "AVECS", Moscow

Most spacecraft (SC) is used to adjust its orbit electric propulsion (EP). EP requires a power supply with a certain output parameters, as they will directly depend on the quality of the work of the EP.

The technical requirements for the development of such power sources for EP specify a high power quality with consumption of 4 kW and higher, for example: the efficiency of the Converter shall not be lower than 96%; instability of output voltage – not more than 2%; uptime – not less than 17 years; resistance to radiation, etc. Development of such a Converter, which should provide high quality output power over the entire period of operation represents a challenging circuit design task. It is especially important to choose the optimal for the given conditions the topology of the Converter and make analysis for all modes of operation. Decisive role in the proof of correctness of computing and search of the optimal circuit solutions is circuit simulation on personal computers.

For simulation was used the program SPICE and Matlab. This paper highlights the issue of optimal topology of the voltage Converter with the features of SPACECRAFT. Describes the selection of electrical schematic for chosen topology taking into account long-term work in conditions of space radiation and Russian component base. Describes the creation models of microelectronic semiconductor devices and magnetic materials necessary to create a computer model of the Converter. Describes methods of creating component models and their verification. Computer modelling of multiple circuit solutions for analysis and subsequent selection of electrical schematic. Comparative analysis of measured waveforms of the real scheme and that obtained from computer models dependencies for determine the accuracy and verification of the created model. Conclusions about the limitations of established models of microelectronic components and made possible adjustments in existing models.

Устойчивость управления движением двух объектов применительно к проблеме очистки области геостационарной орбиты от космического мусора

Обухов В.А., Покрышкин А.И., Свотина В.В.
МАИ, г. Москва

Очистка наиболее активно эксплуатируемых областей околоземного космического пространства (ОКП) от космического мусора в виде отработавших космических аппаратов и частей средств выведения является актуальной уже в настоящее время и будет становиться все более важной по мере продолжающегося засорения ОКП. В качестве способа очистки может быть использован способ бесконтактного воздействия на уводимый из ОКП объект космического мусора (ОКМ) с использованием сервисного космического аппарата (СКА), оснащенного электроракетной двигательной установкой (ЭРДУ) и ионной пушкой (ИП). Придание ОКМ суммарного импульса, необходимого для увода ОКМ на безопасную орбиту, по этому способу осуществляется ионным пучком. Ранее проведенное математическое моделирование показало существенную вариативность реакции ОКМ этого типа на воздействие ионным пучком, обусловленную неуправляемым движением ОКМ вокруг его центра масс. Учет этого фактора сильно осложняет разработку способов управления процессом перевода ОКМ из области ГСО на орбиту захоронения.

В данной работе предлагаются алгоритмы управления связкой при использовании управления вектором тяги ЭРДУ СКА. С помощью численного моделирования динамики движения двух объектов оценивается устойчивость процесса управления. Сложный характер взаимодействия ионного пучка с ОКМ моделируется с помощью имитационной модели реакции ОКМ, учитывающей номинальную и колебательную компоненты силы, действующей на ОКМ. Приведены результаты моделирования для клиновидного ионного пучка с углом расходимости 4° . Показано, что предложенные алгоритмы управления позволяют сделать процесс управления устойчивым.

Control stability two objects' movement in the context of space debris removal from geostationary orbit

Obukhov V.A., Pokryshkin A.I., Svtina V.V.
MAI, Moscow

Cleaning of most actively exploited areas of near-Earth NES from space debris objects (SDO) represented by waste spacecrafts and launch-vehicle parts is quite topical presently and will become more important because of continuing NES clogging. This problem can be solved using service spacecraft (SSC) equipped with electrical propulsion unit (EPU) and ion thruster (IT) for contactless interaction with SDO in the process of its removal. To apply momentum to SDO in order to remove it to a safe orbit ion beam can be used. Previously carried out mathematical modeling showed variety of SDO reactions to ion beam stroke caused by uncontrolled SDO movement around its centre of mass. This factor highly sophisticates development of control methods for SDO transfer from geostationary orbit to a burial path.

In the present work control algorithms are proposed for two object pack varying SSC's EPU thrust vector. Numerical modeling of two object's movement dynamic has been used to evaluate stability of control process. Complicated character of SDO interaction with ion beam is modeled with the imitation of SDO reaction taking into account nominal and oscillating components of the force applied to SDO. Modeling results are given for conical ion beam with 4 degree angle of beam expansion. It has

been shown that the proposed control algorithms can make control process acceptably stable.

Исследование теплообменного аппарата для газотурбинных двигателей сложного цикла

Силуянова М.В., Попова Т.В.

МАИ, г. Москва

На сегодняшний день одним из актуальных направлений является повышение топливной эффективности. Особенно актуальна данная проблема для малоразмерных ГТД. Улучшение экономичности ГТД возможно за счет регенерации тепла. Важнейшим узлом в схемах с регенерацией тепла является теплообменный аппарат (ТА), от которого зависит эффективность регенерации. Создание ГТД с приемлемыми массо-габаритными и эксплуатационными показателями требует дальнейшего совершенствования методики расчета и проектирования компактных теплообменников.

В процессе работы разработаны параметрические 3D-модели геометрии ТА и оснастки для изготовления ТА; разработана и верифицирована методика численного расчета ТА в 3D постановке; разработана методика аналитического расчета.

Параметрическая модель геометрии ТА позволяет сократить время проектирования сравнению с обычной геометрической 3D-моделью, при этом помогает создавать расчетные модели геометрии каналов ТА с учетом технологических особенностей изготовления.

Методика численного расчета базируется на методе численного моделирования RANS. В качестве модели турбулентности использована модель Ментера (SST). При верификации рассмотрены структурированная гекса-сетка и неструктурированная тетра-сетка. Получены удовлетворительные результаты по сходимости экспериментальных и расчетных данных для обеих сеток в пределах 20-25% при числах Рейнольдса меньше 1800. При числах Рейнольдса свыше 1800 расхождение расчетных и экспериментальных данных снижается и составляет: у гекса-сетки — 1-8% и 9-15% для тетра-сетки. Поскольку на практике построение тетра-сетка отнимает существенно меньше времени при приемлемой точности то, она принята как наиболее рациональный вариант.

С помощью методики численного расчета проведено исследование, в результате которого получены критериальные зависимости. На основе полученных зависимостей разработана методика аналитического расчета. Эта методика позволяет оценить степень регенерации и потери давления при заданных габаритных размерах ТА и используется для получения предварительной оценки параметров ТА с последующим уточнением полученных расчетных данных методикой численного расчета.

Основным недостатком существующих методик расчета и проектирования ТА являются большие затраты времени на его проведение. Данная работа является одним из решений данной проблемы. Такая методика расчета и проектирования позволяет сократить время, рассмотреть различные варианты конструкций ТА, представить результаты расчета в наглядном виде (поля скоростей, температур, давлений).

Investigation of plate heat exchanger for turbines with combined cycle

Siluyanova M.V., Popova T.V.

MAI, Moscow

Currently, one of the important directions is raising fuel efficiency. Especially this problem is actual for the small-sized gas turbines. Improving the efficiency of the gas turbine is possible due to heat recovery. The most important part in heat recovery circuits is a heat exchanger (HE), which has influence on the efficiency of heat recovery. Creating small-sized gas turbines with acceptable weight, dimensions and performance characteristics requires further improvement of methods of calculation and design of compact heat exchangers.

In the work, parametric 3D-model of the geometry of the HE and tooling for the manufacture it was developed; method of numerical 3D-calculation of the HE was developed and verified; the method of analytical calculation was developed.

A parametric geometric 3D-model HE reduces design time, compared with the usual geometric 3D-model, thus helping to create computational geometric models of HE channels geometry taking into account technological features of manufacture.

Method of numerical 3D-calculation is based on the RANS numerical simulation method. Model Menter (SST) is used as the turbulence model. In the verification structured hexa-grid and unstructured tetra-mesh are considered. Satisfactory results by the convergence of the experimental and calculated data for the two nets within 20-25% at Reynolds numbers less than 1800 were obtained. At Reynolds numbers above 1800 the difference between the calculated and experimental data is reduced, and is as follows: in the hex-grid – 1-8%, and 9- 15% for tetra-mesh. Since in practice the creating of tetra-grid takes significantly less time with acceptable accuracy that is why it accepted as the most sensible option.

With the help of numerical 3D-calculation method, the calculation research was carried out as a result of it the criterial dependences were obtained. Based on the criterial dependences the method of analytical calculation was developed. This method allows to estimate the efficiency HE and pressure loss for given overall dimensions of the HE and is used to obtain a preliminary assessment of the parameters of HE followed by refinement of the calculated data due to the numerical 3D-calculation method.

The main drawback of the existing methods of calculation and design of TA is the time-consuming for its holding. This work is one of the solutions to this problem. This method of calculation and design can reduce the time to consider the various options for construction of HE, and the calculation results in visual form can be presented (velocity field, temperature field, pressure field).

Оптимизация работы топливной системы летательного аппарата

Приказчиков Е.А.

УИГА, г. Ульяновск

Целью данной работы является создание устройства для регулирования режимов движения топлива в топливопроводном магистральной для оптимизации работы топливной системы. Для этого в топливопроводную магистраль внедряется контрольно-регулирующее устройство (КРУ) в автоматическом порядке регулирующее давление в топливной системе.

Существенный недостаток конструкции и принципов работы современных систем управления двигателем и связанных с ними подсистем контроля параметров работы топливной системы – невозможность контроля параметров движения жидкости на протяжении всей топливопроводной магистрали. Анализ последних авиапроисшествий показал, что эта проблема действительно существует, и с течением времени количество происшествий будет только увеличиваться.

Во время полета в условиях необходимости выполнения маневров: разворот, набор высоты/снижение, крен, в топливной системе могут возникать нестационарные течения, что вкуче с неэффективностью работы системы управления двигателем во внештатных ситуациях может привести как переизбытку топлива в камере сгорания, так и к недостатку топлива. Эксплуатация авиационных двигателей в этих режимах одинаково опасна и может привести не только к возникновению нарушений в работе двигателя и аварийному отказу, но и к пожару и, возможно, к полному разрушению двигателя, что в условиях полета может быть фатально.

Для предотвращения возникновения такого рода процессов в топливопроводный канал предлагается внедрить КРУ, дублирующее работу систему контроля параметров топливной системы и систему управления двигателем. Принцип работы такого устройства основан на непрерывном считывании разности давлений между входом в топливопроводную магистраль и выходом в камеру сгорания. В случае возникновения разности давлений больше установленного в РЛЭ данного воздушного судна, КРУ в автоматическом порядке с помощью электронной системы управления топливным насосом регулирует давления до оптимального значения.

Неэффективность работы стандартной системы контроля параметров течения заключается в том, что сигнал о необходимости регулирования давления в системе поступает только после сгорания топлива, - то есть поступает с достаточно большой задержкой. Внедрение КРУ позволяет производить контроль параметров движения топлива до его сгорания увеличивая скорость получения сигнала на необходимость регулирования давления. Таким образом, КРУ позволит проводить непрерывный мониторинг давления и оптимизировать режим работы двигателя на всех этапах полета и в любых условиях.

Патентный анализ показал, что устройств подобного назначения нет.

Optimization of the aircraft fuel system

Prikazchikov E.A.

Ulyanovsk Institute of Civil Aviation, Ulyanovsk

According to the statistics of accidents, one of the most ubiquitous causes of engine failure emergency – an abnormality in the engine FADEC control system, causing malfunction of the fuel system. As the report of the International Civil Aviation Committee of the cause of the disturbances in the fuel system - the possibility of unsteady flows (turbulent fluid motion) between the combustion chamber and the mass flow rate sensor at the inlet to the fuel line. The possibility of turbulent motion caused a significant drawback of modern engine management systems and controls parameters of the fuel system - the inability to control the movement of fuel between the combustion chamber and the liquid flow sensor.

To prevent the occurrence of turbulent motion of the section introduced the control-regulating device, a duplicating the work of the control parameters of the engine fuel system and system management system.

Principle – a constant pressure difference between the read access to the combustion chamber and the inlet of the fuel line and transmission of the difference information to the electronic fuel pump control system. In the case of the differential pressure above the set in the manual flight operation of an electronic fuel pump control system regulates the pressure to the optimum value.

Market Analysis of Aviation and patent search revealed that at the moment of similar functional component devices is not.

Расчёт и снижение тепловой заметности двигателя летательного аппарата

Николаенко В.С.¹, Филиппов Г.С.¹, Раца И.И.¹, Яценко Б.Ю.²

¹МАИ, г. Москва; ²НПО им. С.А. Лавочкина, г. Химки

Целью данной работы являлось определение основных источников теплового излучения летательных аппаратов (ЛА) и путей их снижения.

Первым этапом разработки являлось создание физической и математической моделей двигательной установки (ДУ) ЛА. Разработанные модели легли в основу уникального программного обеспечения (ПО) моделирования геометрии ДУ, позволяющего представлять излучающе-отражающую поверхность как совокупность независимых элементарных площадок с набором собственных характеристик, задаваемыми начальными условиями. При этом вся излучающая поверхность может задаваться как набор аппроксимирующих простых геометрических фигур, либо как исходный набор точек.

Вторым этапом работы являлось получение данных об элементах, чей вклад в индикатрису излучения является наиболее существенным, что в свою очередь включало в себя следующие задачи:

- составление системы уравнений для моделирования турбулентного газового потока внутри сопла ДУ для сжимаемой теплопроводной среды в отсутствии внешних сил, для численного решения полученной системы использовался программный пакет Ansys CFX;
- вычисление теплообмена внутри сопла ДУ, расчёт распределения температур по излучающим поверхностям с учётом их влияния друг на друга с использованием разработанного ПО, в котором использовались различные методы (метод косинусов, обратного хода луча, Монте-Карло), в зависимости от задачи;
- получение полной индикатрисы излучения ДУ ЛА, а также отдельных его излучающих элементов;
- поиск основных источников теплового излучения ЛА, моделирование снижения их влияния на общую индикатрису.

Результатом выполненной работы является комплекс моделей и программ по определению и снижению теплового излучения основных источников лучистой энергии.

Calculation and reducing the thermal signature of aircraft engine

Nikolaenko V.S.¹, Filippov G.S.¹, Ratza I.I.¹, Jashenko B.J.²

¹MAI, Moscow; ²Lavochkin Association, Khimki

This work is to determine the main sources of thermal radiation of aircraft sources and ways to reduce them.

The first stage of development was the creation of the physical and mathematical models of the aircraft engine. Unique software to simulate the geometry engine is developed using established models. Radiating and reflective surface modeling as a set of independent elementary fields with a set of inherent characteristics. The radiating surface can be defined as a set of approximate simple geometric shapes, or as the original set of points.

The second step is to obtain data about the most significant radiating elements. The following tasks have been completed for this:

- A system of equations for modeling of turbulent gas flow within the aircraft engine. For the solution of the resulting system used the Ansys CFX software.
- Calculation of heat transfer within the aircraft engine nozzle. Calculation of the temperature distribution on the radiating surface.
- Calculation of infrared radiation (IR) signature of aircraft engine. Calculation of IR signature of individual elements of the aircraft engine.
- Search the main sources of thermal radiation of the aircraft engine.

The result of the work performed is the kit of models and software to identify and reduce the main sources of thermal radiation of aircraft engine.

Методология повышения конкурентоспособности газотурбинных двигателей

Сигуянова М.В.
МАИ, г. Москва

Создание конкурентоспособной авиационной техники нового поколения невозможно без разработки и освоения новых технологий проектирования, производства и эксплуатации, позволяющих обеспечить требуемые функциональные свойства и эффективные технико-экономические показатели на всех стадиях жизненного цикла.

В сложившихся условиях, характеризующихся усилением конкурентной борьбы, научная проблема разработки и исследования методологии повышения конкурентоспособности газотурбинных двигателей на основе функционально-стоимостного анализа (ФСА) производственных стадий жизненного цикла является актуальной.

Целью данной работы является повышение конкурентоспособности газотурбинных двигателей на внутренних и внешних рынках за счет обеспечения методом ФСА сбалансированных соотношений качественных и стоимостных показателей на производственных стадиях жизненного цикла в современных технических и экономических условиях.

Предметная область исследований включает:

- конструктивно-технологические решения, показатели качества и технико-экономические показатели газотурбинных двигателей, производственной системы, технологических процессов и технологической подготовки производства;
- автоматизированные системы проектирования, технологической подготовки производства, планирования ресурсов предприятия и управления потоками работ, а также методы и средства их интеграции.

Конкурентоспособность авиационного газотурбинного двигателя принимается как неформальная многофакторная оценка сбалансированного соотношения свойств, показателей качества и суммарных ресурсов на всех стадиях жизненного цикла, обеспечивающего преимущества по сравнению с аналогами в определенном сегменте рынка в заданном объеме выпуска и интервале времени.

При этом целью и задачами разработанной методологии является повышение конкурентоспособности газотурбинных двигателей, требующее сближения стадий проектирования и производства на основе формирования конструкторско-технологического задела, представленного в форме специальных баз знаний и баз данных конструкторско-технологических решений с моделями функционально-стоимостного анализа, позволяющими выполнять для интеллектуальной и материальной продукции оценку функциональных и стоимостных характеристик по различным методикам, учитывающим затратные, функционально-потребительские и рыночные свойства.

Methodology to enhance the competitiveness of gas turbine engines

Siluyanova M. V.
MAI, Moscow

Creating a competitive aviation technics of the new generation is impossible without the development and mastering of new technology design, manufacture and operation, allowing to provide the desired functional properties and effective technical and economic performance at all stages of the life cycle.

Under the circumstances, characterized by increasing competition, the scientific problem of development and research methodology of improving the competitiveness of gas turbine engines on the basis of functional-cost analysis (FCA) production stages of the life cycle is important.

The purpose of this work is to improve the competitiveness of gas turbine engines in the domestic and foreign markets by providing a method of FSA balanced ratio of high-quality and cost indicators in the manufacturing stages of the life cycle in modern technical and economic conditions.

Specialization of research include:

- design and technological solutions, quality indicators and the technical and economic performance of gas turbine engines, production system, production processes and technological preparation of production;
- automated systems of designing, technological preparation of production, enterprise resource planning and management workflow, as well as methods and means of their integration.

Competitiveness aircraft gas turbine engine is taken as an informal multifactorial assessment ratios balanced properties, quality metrics and total resources at all stages of their life cycle, providing advantages compared with analogs in a particular market segment in a given volume of production, the time interval.

At the same time the object and purpose of the methodology is to increase the competitiveness of gas turbine engines, requiring convergence stages of design and production through the development of design and technological reserve, presented in the form of specific knowledge bases and database design and technological solutions

with models of functional-cost analysis, allowing to perform for intellectual and material production of functional assessment and cost characteristics by different methods, taking into account cost, functional and consumer and market properties.

Исследование характеристик СПД малой мощности, работающих на криптоне и ксеноне

Смирнов П.Г., Грдличко Д.П., Ким В.П., Меркурьев Д.В.
МАИ, г. Москва

В докладе приводятся результаты экспериментального исследования интегральных характеристик стационарных плазменных двигателей (СПД) малой мощности различных типоразмеров и масштаба. Работа СПД с малой мощностью на отличных от традиционного для современных электроракетных двигателей рабочего вещества (РВ) – ксенона не являются типичными для СПД. В то же время из-за дороговизны ксенона все больший интерес представляют собой альтернативные РВ, среди которых чаще всего фигурирует криптон, который более, чем в 10 раз дешевле ксенона. Поэтому исследования характеристик названных моделей представляют интерес как в научном, так и в прикладном плане [1]. В данной работе исследовались модели разных конструктивных схем: двигатель «классической» схемы типа СПД-50М разработки ОКБ «Факел» с наружным диаметром ускорительного канала $d=50$ мм, модель типа СПД-40 разработки НИИПИМЭ МАИ с $d=40$ мм, модель типа F-200 АТОН разработки МИРЭА с $d=38$ мм, и модели типа СПД-26 с $d=26$ мм. Применительно ко всем моделям исследовались характеристики при их работе на криптоне и ксеноне. В результате исследований были получены полные наборы интегральных характеристик двигателей, такие как К.П.Д. и удельный импульс тяги, для всех исследуемых моделей.

Работы по двигателю СПД-50М и модели двигателя СПД-40 были проведены при поддержке ОКБ «Факел». Результаты этих работ были изложены в работах [1,2]. В данном докладе они используются для выявления влияния схемы и размера двигателя на его характеристики.

Результаты остальных работ выполнены при поддержке Российского научного фонда (РНФ) по Соглашению № 16-19-10429 от 11 мая 2016 года между МАИ и РНФ.

Список использованных источников:

1. Жасан В.С., Ким В.П., Меркурьев Д.В., Мурашко В.М., Нестеренко А.Н., Попов Г.А., Потапенко М.Ю., Смирнов П.Г., Шилов Е.А. Исследование интегральных характеристик и характеристик струи СПД малой мощности при работе на ксеноне, криптоне и их смесях// Известия РАН, серия «Энергетика», №2, 2015, с. 66-79.
2. Saevets P.A., Kim V.P., Smirnov P.G., Grdlichko D.P. Investigation of low-power thruster on krypton propellant – The 6th Russian –German Conference on Electric Propulsion and Their Application. Book of Abstracts. August 28-September 2, 2016. Samara, Russia. *Conference on Electric*

Study for the performance of low-power SPT operating with krypton and xenon

Smirnov P.G., Grdlichko D.P., Kim V.P., Merkuriev D.V.

The paper presents results of the test study for integral characteristics of the low-power stationary plasma thrusters (SPT) of various standard sizes and scale. Operation of SPT at low power levels and with propellants differing from xenon being traditional for the modern electric propulsion thrusters is not typical for SPT. At the same time, the alternative propellants are of the growing interest now due to the high price of xenon; it is krypton, first of all, that is 10 times cheaper than xenon, at least. So, research into the performance of the mentioned models is of great interest both from scientific and applied points of view [1]. We studied models of various designs: the thruster of “classical” design of SPT-50M type with the external diameter of accelerating channel $d=50\text{mm}$ designed by the Experimental Design Bureau “Fakel”, the model of SPT-40 type designed by RIAME MAI with $d=40\text{mm}$, the model of F-200 ATON type designed by the Moscow Technological University (MIREA) with $d=38\text{mm}$, and the model of SPT-26 type with $d=26\text{mm}$. Characteristics of each model were studied at its operation with krypton and xenon. Complete set of integral performance was obtained for each thruster as a result, efficiency and specific thrust impulse including.

Works related to the thruster SPT-50M and to the thruster model SPT-40 were conducted with the Fakel’s support. Results of those works are presented in [1, 2]. In this paper they are used to reveal the influence of the thruster design and size on its performance.

The work presented in this paper was done with the support of the Russian Scientific Foundation (RSF) under the Agreement No. 16-19-10429 dated May 11, 2016 between the MAI and RSF.

References

1. V.S. Zhasan, V.P. Kim, D.V. Merkuriev, V.M. Murashko, A.N. Nesterenko, G.A. Popov, M.Yu. Potapenko, P.G. Smirnov, Ye.A. Shilov, Study of integral characteristics and plume performance for the low-power SPT operating with xenon, krypton, and their mixtures // Izvestiya RAN, “Energetika” series, No.2, 2015, pp. 66-79.
2. Saevets P.A., Kim V.P., Smirnov P.G., Grdlichko D.P. Investigation of low-power thruster on krypton propellant – The 6th Russian–German Conference on Electric Propulsion and Their Application. Book of Abstracts. August 28-September 2, 2016. Samara. Russia.

Разработка катода на базе высокочастотного разряда

Смирнов П.Е.
МАИ, г. Москва

В настоящее время в качестве рабочего тела для электроракетных двигателей (ЭРД) наиболее часто используются инертный газ – ксенон, который запасен на борту космического летательного аппарата (КЛА) в необходимом количестве. Ксенон – редкий газ, и стоимость его производства достаточно высока. При этом с учетом обеспечения требований по его чистоте для работы эмиттеров катодов стоимость «заправки» КЛА значительно возрастает.

В последние годы начала обсуждаться проблема использования ЭРД, работающих на газах верхних слоев атмосферы Земли и планет Солнечной системы, т.е. создания двигателей «прямоточной» схемы. Одной из проблем

этой схемы является выбор наиболее эффективного катода, способного работать с химически-активными газами атмосферы, будь то кислород в атмосфере Земли, метан и аммиак в атмосфере Венеры, углекислый газ – Марса, или другие.

В работе были проанализированы существующие и альтернативные схемы нейтрализаторов работающих на химически активных газах, предложена и разработана конструкция лабораторного образца такого устройства на базе высокочастотного разряда. Приведены результаты и проблемы первичных испытаний данного устройства, а также рассмотрены некоторые методы их решения.

Исследования проводились в рамках реализации федеральной целевой программы «Исследования и разработки по приоритетным направлениям развития научно-технологического комплекса России на 2014-2020 годы» (Соглашение № 14.577.21.0101 от 16.09.2014).

Development of cathode on high-frequency discharge

Smirnov P.E.

MAI, Moscow

Nowadays, xenon is used as a propellant of electric space thrusters (EST), it is stocked on a board of a spacecraft in a required amount. Xenon is a rare gas, and cost of its production is quite high. At the same time the requirements of its purity for cathode emitters make the cost of spacecraft “refueling” increase considerably.

The problem of using EST running on gases of the upper atmosphere of the Earth and the planets of the solar system, i. e. creation of airbreathing thruster, began to be discussed last years. One problem of this scheme is a choice of most efficient cathode, which is capable to operate with reactive gases of atmosphere, like oxygen in Earth atmosphere, methane and ammonia in Venus atmosphere, carbon dioxide in Mars atmosphere, or others.

In this work were analyzed existing and alternative schemes of neutralizers operating on reactive gases, proposed and developed the design of the laboratory sample of such device based on high-frequency discharge. Also there are results and problems of primary experiments of the neutraliser, and offered some methods of solving it.

This work was conducted in the framework of the federal target program “Research and development on priority directions of scientific-technological complex of Russia for 2014-2020” (Agreement № 14.577.21.0101 from 09.16.2014).

Оптимизация траектории выведения на геостационарную орбиту с целью снижения радиационной нагрузки на космический аппарат

Старченко А.Е.

РКК «Энергия», г. Королёв; МФТИ, г. Долгопрудный

Многочисленный перелёт межорбитального космического буксира между низкой круговой и геостационарной орбитами при помощи электроракетных двигателей приводит к накоплению бортовой электроники дозы космической радиации из радиационных поясов Земли, большей допустимых пределов для различных компонентов бортовой аппаратуры. Это

приводит к необходимости использования более дорогой радиационно-стойкой элементной базы, либо к необходимости утолщать стенки аппарата и снижать массу полезной нагрузки.

Благодаря тому, что заряженные частицы радиационных поясов Земли распределены в пространстве очень неравномерно, одним из возможных методов снижения поглощённой электроникой дозы радиации является изменение формы траектории выведения. Формально идея этого метода в данной работе формулируется как добавление в задачу оптимального по быстродействию перелёта между орбитами дополнительного уравнения для дозы радиации и краевого условия на дозу на правом конце.

Для решения краевой задачи, получающейся в результате применения принципа максимума Понтрягина к вышеуказанной задаче оптимального управления, в данной работе применяется метод продолжения решения по параметру. При выведении на геостационарную орбиту космического буксира и полезной нагрузки суммарной начальной массой 40.8 тонн с круговой орбиты высотой 800 км и наклоном 51.6 градусов было получено снижение поглощенной дозы радиации до 44% от дозы на траектории оптимального быстродействия. Уровень тяги электроракетной двигательной установки при этом принимался равным 27.9 Н. Увеличение затрат характеристической скорости не превысило 868 м/с, времени выведения — 11.1% от величины оптимального времени выведения.

Low-thrust geostationary orbit transfer optimization to reduce spacecraft absorbed radiation dose

Starchenko A.E.

RSC "Energia", Korolev; MIPT, Dolgoprudny

Multiple transfer of electric propulsion space tug between a low circular and geostationary orbit can cause an excess of maximal permissible value for space radiation dose absorbed by onboard electronics. The primal source of the radiation during these transfers is high energy charged particles of the Van Allen radiation belts. The possible excess of radiation dose limit leads to the need for installation of expensive radiation hardened electronics. Another possibility is to increase the thickness of radiation shielding. The drawback of the last option is decrease of space tug's payload mass.

Because of highly non-uniform distribution of charged particles in the Van Allen belts one of the possible ways to solve the problem is connected with changing of the orbit transfer trajectory shape. Strictly speaking to find such trajectories we added to the optimal time transfer problem the differential equation for absorbed dose and the boundary condition for a final value of the absorbed dose.

In order to solve the boundary value problem arising from maximum principle for optimal control problem mentioned above we used the numerical continuation method. In this paper we considered a 40.8 ton space tug with a 27.9 N electric propulsion system. The initial orbit was circular with height 800 km. We managed to find trajectories with up to 44% lower radiation doses in comparison to optimal transfer time trajectory. Corresponding characteristic velocity increase not exceeded 868 m/s. Transfer time increase on obtained trajectories appeared to be no more than 11.1% of optimal transfer time.

Образование и развитие рельефа на поверхности боросиликатных стекол под действием струи стационарного плазменного двигателя

Рахматуллин Р.Р., Урнов С.В.

МАИ, г. Москва

В докладе представлены факторы, влияющие на образование и развитие рельефа на поверхности боросиликатных стекол в результате воздействия струи стационарного плазменного двигателя. Боросиликатные стекла используются в космической промышленности в качестве защитного покрытия фотоэлектрических преобразователей солнечных батарей. Параметры образованного рельефа могут негативно влиять на мощностные характеристики солнечных батарей. Для разных типов солнечных батарей используются разные марки защитных стекол. В данном случае рассмотрены стекла марок K208 (Россия) и SMG100 (QIOPTIC, Англия).

Исходные данные для анализа были получены в ходе эксперимента по воздействию струи стационарного плазменного двигателя типа СПД-50 на образцы защитных стекол в течении 5, 10 и 15 часов. Угол падения ионов во время эксперимента составлял 75° , средняя энергия ионов 250 эВ, плотность тока $0.1 \dots 0.2 \text{ мА/см}^2$

В результате воздействия на поверхности защитных стекол образовался рельеф. На стеклах марки K208 высота неровностей составляла 60-80 нм, на стеклах марки SMG100 – 500-600 нм. Это связано с различием в химическом составе стекол. Стекла марки SMG100 содержат на 25% меньше оксида кремния и на 3% меньше оксида бора.

Не смотря на разный состав, анализ результатов воздействия плазменной струи показывает, что рельеф, образовавшийся на поверхности защитных стекол обеих марок, имеет схожую форму. Это пирамиды со смещенной вершиной, в основании которых неправильный шестиугольник. Смещение вершины обусловлено воздействием плазменной струи. Наличие неправильного шестиугольника в основании обусловлено структурой оксида кремния в стекле, которая представляет собой беспорядочную сетку тетраэдров SiO_4 . Подтверждение такой структуры стекла было получено в 2013 году в ходе экспериментов с графеном.

Таким образом можно выделить два основных фактора, влияющих на форму рельефа поверхности, образованного в результате воздействия плазменной струи. Первый фактор – ориентация источника плазменной струи относительно стекла. Угол падения ионов плазменной струи определяет возможность образования рельефа, а направление плазменной струи определяет направление смещения вершин образовавшихся неровностей. Второй фактор – структура материала. Структура материала влияет на высоту и форму неровностей. У аморфных материалов данное влияние выражено гораздо меньше, чем у металлов и кристаллов.

The formation and development of the relief on the surface of borosilicate glass under the action of the stationary plasma thruster jet

Rakhmatullin R.R., Urnov S.V.

MAI, Moscow

The report presents the factors affecting the formation and development of the relief on the surface of borosilicate glass as a result of exposure to jet stationary plasma thruster. Borosilicate glass used in the aerospace industry as a protective coating photovoltaic solar cells. Parameters formed relief may adversely affect the power characteristics of solar cells. For different types of solar cells use different brands of protective glasses. In this case, consider glass brands K208 (Russia) and CMG100 (QIOPTIC, England).

Initial data for analysis were obtained in the course of the experiment on the impact of the stationary plasma thruster jet type SPD-50 on the protective glass samples for 5, 10 and 15 hours. The angle of incidence of the ions during the experiment was 75° the average ion energy of 250 eV and a current density of 0.1... 0.2 mA / cm²

As a result, the impact on the surface of the protective glass formed relief. On the glasses brand K208 roughness height was 60-80 nm on the glass brand CMG100 - 500-600 nm. This is due to the difference in chemical composition of the glass. MarkiCMG100 glass contains less than 25% silicon oxide, and less than 3% of boron oxide.

Despite the different structure, the analysis of the effects of the plasma jet shows that the relief formed on the protective glass surface both brands, has a similar shape. It shifted the pyramid apex, the base of which is an irregular hexagon. Offset peaks due to the effect of the plasma jet. Having an irregular hexagon in the base due to the structure of silicon oxide in the glass, which is a chaotic mesh of tetrahedra SiO₄. Confirmation of this glass structure was obtained in 2013 during experiments with graphene.

Thus there are two main factors that influence the shape of the surface topography formed by the impact of the plasma jet. The first factor – the orientation of the source relative to the glass of the plasma jet. The angle of incidence of the ions of the plasma jet determines the possibility of the formation of the relief, and the direction of the plasma jet determines the direction of the offset vertices formed irregularities. The second factor – the structure of the material. The structure of the material affects the height and shape of the unevenness. In amorphous materials, this influence is much less pronounced than that of metals and crystals.

Оптимизация параметров рабочего процесса малоразмерного ТРД для беспилотного самолёта

Филинов Е.П.

Самарский университет, г. Самара

Малоразмерные газотурбинные двигатели (МГТД) все более востребованы в авиации и имеют широкую сферу применения. В настоящий момент в России существует значительный недостаток предложения по МГТД.

В данной работе выполнено исследование влияния размерности ТРД на значения оптимальных параметров рабочего процесса ($\tau_{\text{дв}}$, $\tau_{\text{Т}}$), а также достижимые уровни его удельных параметров ($C_{\text{уд}}$, $P_{\text{уд}}$).

Оптимизация параметров рабочего процесса проводилась по таким критериям, как удельный расход топлива – $C_{\text{уд}}$, удельная тяга – $P_{\text{уд}}$ и масса двигателя - $M_{\text{дв}}$, с учетом изменения значений КПД компрессора и турбины в зависимости от размеров двигателя.

В качестве исходных данных были выбраны значения параметров, характеризующих совершенство узлов двигателя и самолёта, которые основаны на анализе исследований различных стран в области проектирования малоразмерных ГТД.

Численное моделирование мГТД и оптимизация параметров рабочего процесса проводилась в разработанной на кафедре ТДИА САЕ – системе АСТРА. При этом приняты следующие значения параметров, характеризующих совершенство силовой установки: $\eta_{к,вдз} = 0,82$; $\eta_{м,вдз} = 0,86$; $\eta_{м} = 0,98$; $\sigma_{кз} = 0,95$; $\eta_{z} = 0,97$; $\varphi_{z} = 0,9$

В рамках исследования была проведена серия расчетов с таблицей температуры газа перед турбиной T_T^* (от 1000 до 1300 К) и суммарной степенью повышения давления в компрессоре $\pi_{к,сг}^*$ (от 1,5 до 20) для различных значений тяги двигателя P в диапазоне от 0,1 до 100 кН. Именно тягой в данном случае и определялась размерность двигателя.

Были построены расчетные области локально-оптимальных параметров рабочего процесса мГТД для различных температур T_T^* .

Из результатов расчётных исследований следует, что с уменьшением размеров двигателя уровень удельного расхода топлива $C_{уд}$, соответствующий оптимальному сочетанию параметров повышается в 1,5...2 раза, что обусловлено уменьшением КПД лопаточных машин, увеличением потерь в проточной части и снижением рациональных значений суммарной степени повышения давления в компрессоре в 2...3 раза.

Optimization of the working process parameters of a small-scale turbojet engine for UAV

Filinov E.P.

Samara University, Samara

Although the demands for small-scale gas turbine engines are increasing and the scope of their application tends to widen, there are insufficient variants of them available in the russian market.

The results of investigation of influence of the scaling factor of engine upon the working process parameters are described in this paper as well as the attainable level of the specific fuel consumption (SFC) and thrust (ST). The optimization of the engine parameters was carried out with an account to the alterations in turbomachinery efficiency due to the change of engine scaling factor (flow rate).

The initial data for this optimization, including the efficiency of engine and airframe elements, was prepared using the analysis of design and development data of small-scale gas turbine engines.

Numerical simulation of the small-scale gas turbine engine and optimization were carried out using the computer-aided system (ASTRA), developed at the Department of aircraft engines theory of Samara University.

Series of calculations for the following set of T^*_3 temperature and overall pressure ratio (OPR) values were performed as a part of this work:

- $T^*_3 = 1000 \dots 1400 \text{ K} - 3 \text{ points}$;
- $OPR = 1,5 \dots 15 - 20 \text{ points}$ (for the thrust values of 0.1, 0.2 and 0.5 kN);

- $OPR = 3 \dots 20 - 20$ точек (for the thrust values of 1, 5 and 20 kN).

The areas of locally optimal values of the working process parameters of small-scale gas turbine engine for the various T^*_3 temperature values were traced.

The results have shown that the increase in engine scale factor provides the decrease of SFC (1.5-2.0 times less) and increase of the optimal value of OPR (2-3 times higher) due to the high level of losses typical for the small scale engines. The optimal value of T^*_3 temperature is about the 1000 K.

Концепция противоударной топливной системы

Хакимов А.И., Баязитов Ш.К.

КВЗ, г. Казань

В докладе представлена концепция противоударной топливной системы для современного уровня развития авиационной техники. Предлагаемая работа посвящена проблемам повышения безопасности эксплуатации вертолета

Разработана концепция противоударной топливной системы для вертолета, соответствующей требованиям Авиационных Правил, часть 29 (АП-29) или аналогичным требованиям норм FAR-29, CS-29.

Топливная система обеспечивает подачу топлива с расходом и давлением, обеспечивающим нормальную работу двигателя в ожидаемых условиях эксплуатации, включая все маневры, и в течение которых разрешена работа двигателя. Топливная система для газотурбинного двигателя устойчиво работает во всем диапазоне расходов и давлений топлива, первоначально насыщенного водой при 28^0 C и имеющего $0,2 \text{ см}^3$ свободной воды на 1 л топлива.

Для минимизации угрозы для выживания после удара (аварийной посадки) пилотов и пассажиров, связанную с возгоранием топлива, топливная система способна выдерживать статические и динамические нагрузки торможения. Эти нагрузки должны рассматриваться в качестве расчетных, действующих раздельно, прикладываемых в центре тяжести компонентов топливной системы, без разрушений компонентов топливной системы, топливных баков или их узлов крепления, которые могли бы вызвать течь топлива на источник возгорания.

The concept of a shockproof fuel system

Khakimov A.I., Bayazitov S.K.

Kazan Helicopter Plant, Kazan

The report presents the concept of a shockproof fuel system for modern level of development of aviation technology. The proposed work is devoted to improving the safety of operation of the helicopter

Developed the concept of a shockproof fuel system for the helicopter; meets the requirements of Aviation Rules, part 29 (AP-29) or similar requirements of FAR-29 and CS-29.

The fuel system provides fuel at the flow and pressure, ensuring the normal operation of the engine under expected operating conditions, including all maneuvers, and during which the permitted operation of the engine. Fuel system for a gas turbine

engine is stable throughout the range of flow and pressure of fuel initially saturated with water at 280 C and having 0.2 cm³ of free water per 1 liter of fuel.

To minimize the threat to the survival after impact (crash landing) pilots and passengers associated with the combustion of fuel, the fuel system is able to withstand static and dynamic loads of braking. These loads should be considered as the estimated operating separately applied at the center of gravity fuel system components, without damage to fuel system components, fuel tanks, or their attachment points, which could cause the flow of fuel to the ignition source.

Аналитическая оценка снижения температурных напряжений в деталях из УУКМ

Абашев В.М., Демидов А.С., Еремкин И.В., Киктев С.И., Хомовский Я.Н.
МАИ, г. Москва

Типичный УУКМ можно считать ортотропным в отношении механических свойств, что является следствием его волокнистой структуры, получаемой путем намотки или накладки волокон и последующим их спеканием при высокой температуре. Улучшение свойств материала представляет собой сложную технологическую и материаловедческую задачу. В то же время снижения температурных напряжений можно попытаться добиться путем повышения теплопроводящих свойств материала путем введения в его структуру металлических нитей с диаметрами примерно того же порядка, что и углеродные. Эти нити могут быть изготовлены из таких особо жаропрочных металлов, как ниобий, молибден, тантал и др. В ряде случаев, когда уровень температур конструкции это позволяет, материалом нитей может быть также нержавеющая сталь. Задача определения размерности и эффективности сетчатой металлической структуры в отношении улучшения теплопроводности в различных направлениях решалась с помощью МКЭ, а также при первичной оценке приближенным способом. Для уменьшения температурного градиента по толщине материала направление волокон внедренной металлической структуры должно быть перпендикулярным наружной и внутренней поверхностям конструктивных элементов. В любом случае введение металлической структуры должно быть отражено в теплофизических и механических свойствах материала. Таким образом, внедрение в конструкцию металлических прутков приводит к увеличению теплопроводности, к уменьшению температурного градиента и, следовательно, к увеличению прочности конструкции.

Analytical assessment of decrease in temperature tension in details from UUKM

Abashev V.M., Demidov A.S., Eremkin I.V., Kiktev S.I., Homovsky Y.N.
MAI, Moscow

Typical UUKM can be considered orthotropic concerning mechanical properties that is a consequence of its fibrous structure received by winding or an overlay of fibers and subsequent their agglomeration in case of high temperature. Improvement of properties of material represents a complex technological and materials research challenge. At the same time decrease in temperature tension can try to achieve by increase in heat-conducting properties of material by introduction in its structure of metallic threads with diameters approximately of the same order, as carbon. These threads can be made of such especially

heat resisting metals as niobium, molybdenum, tantalum, etc. In some cases, when the level of temperatures of a design it allows, also stainless steel can be material of threads. The task of determination of dimension and efficiency of mesh metal structure concerning improvement of heat conductivity in various directions was solved by means of FEM, and also in case of primary assessment by an approximate method. For reduction of a temperature gradient on material thickness the direction of fibers of the introduced metal structure has to be perpendicular external and internal surfaces of structural elements. Anyway introduction of metal structure has to be reflected in heatphysical and mechanical properties of material. Thus, introduction in a design of metal bars leads to increase in heat conductivity, to reduction of a temperature gradient and, therefore, to increase in durability of a design.

Использование явления взрыва металлических проводников при оценке устойчивости рабочего процесса в камерах сгорания жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) к «жесткому» возбуждению высокочастотных колебаний давления

Царапкин Р.А., Нарижный А.А., Пикалов В.П.
НИЦ РКП, г. Пересвет

К настоящему времени широкое распространение при оценке высокочастотной устойчивости процесса горения в камерах сгорания ЖРД получил метод, основанный на введении в камеру сгорания искусственных импульсов давления. Процесс горения считается устойчивым или неустойчивым в зависимости от того, возвращаются или не возвращаются его характеристики (колебательная составляющая давления в камере сгорания) в исходное невозмущенное состояние после внесения возмущения.

Как правило, этот метод реализуется путем ввода в реакционный объем камеры сгорания через канал в её стенке импульса давления от импульсного внешнего возмущающего устройства (ВВУ), в которых в качестве источника импульса давления в настоящее время используется навеска взрывчатого вещества (ВВ). При этом навеска взрывчатого вещества изолирована металлической мембраной от канала, по которому вводится импульс давления в камеру сгорания. Осколки такой мембраны, попадая в камеру сгорания при подрыве заряда ВВ, могут повредить внутреннюю оболочку камеры сгорания. Это является недостатком таких устройств. К недостаткам таких ВВУ следует также отнести значительный разброс величин генерируемых ими импульсов давления при одинаковой величине навесок взрывчатого вещества, что, по-видимому, связано с разбросом: массы навески, плотности ее укладки, толщины мембраны.

Целью исследований, представленных в докладе, является разработка и определение характеристик электроимпульсных возмущающих устройств (ЭИВУ), действие которых основано на эффекте взрывающегося электрического проводника при подаче на него высокого напряжения. В этих возмущающих устройствах отсутствуют разделительные мембраны и обеспечивается стабильность генерируемых ими импульсов.

В докладе представлены конструкции разработанных ЭИВУ и результаты исследования в «холодных» модельных условиях влияния конструктивных и режимных параметров на величину генерируемых импульсов давления.

Новизна темы подтверждена патентами.

The employment of metallic conductors detonation effect in the evaluation of combustion stability in thrust chambers of liquid rocket engines (LRE) with respect to hard excitation of high-frequency pressure oscillations

Tsarapkin R.A, Narizhnyj A.A., Pikalov V.P.
FKP NIT's RKP, Peresvet

The now popular method of evaluating high-frequency combustion stability inside LRE thrust chambers is based on introducing artificial pressure disturbance into a combustor being characterized. The combustion process is considered steady-state or unsteady with respect to the fact whether or not the combustor behavior returns to its initial undisturbed operation mode after applying the said artificial disturbance.

Typically, this evaluation method is implemented by means of introducing pressure pulses produced by an external pulse generator into the combustor reaction volume via a channel provided in the combustor wall. A set of attached explosive charges is used currently as the pressure disturbance source. When attaching explosive charges to the combustor wall a metallic diaphragm is employed to separate them from the channel through which a pressure pulse is introduced into the thrust chamber. Upon detonating of explosive charges some fragments of the diaphragm getting into the combustion chamber may damage its internal liner. This constitutes a disadvantage of above method. Another drawback of external pulse generators involves a considerable spread in magnitude of produced pressure pulses while using equal number of attached explosive charges, which seems to be attributed to the spread in the following parameters: explosive charges mass and packaging density, diaphragm thickness.

The objective of the studies presented in this report is to develop and characterize electric pulse generating devices. The operation principle of these devices is based on the effect of electrical conductor detonation upon applying high voltage to the conductor. These pulse generators do not involve the use of separating diaphragms and are capable of producing stable pressure pulses.

The report presents design features of developed pulse generating devices and results of the studies under cold flow model conditions reproducing the effect of design and operating parameters on the value of generated pressure pulses.

Novelty of the subject is confirmed by patents.

Влияние аэродинамики фронтального устройства на качество смесеобразования жидкого топлива с воздухом в камере сгорания ГТД

Челебян О.Г., Силуянова М.В.
МАИ, г. Москва

Исследование методов предварительной подготовки смеси жидкого топлива с воздухом во фронтальном устройстве камеры сгорания является актуальной задачей при разработке конкурентоспособных по уровню выбросов вредных веществ авиационных ГТД. В данной работе исследовалось влияние интенсивности закрутки потока воздуха и взаимодействия с жидкой пленкой на характеристики генерируемого факела распыла за форсуночным модулем камеры сгорания с пневматического типа.

Обеспечение необходимого уровня совокупных характеристик газотурбинного двигателя, таких как уверенный запуск, широкий диапазон устойчивой работы, полнота сжигания топлива и низкая эмиссия вредных веществ зависят, в частности, от надежной работы камеры сгорания. При этом, большинство исследователей в данной области сходятся во мнении, что достижение высокого уровня перечисленных характеристик в самой камере сгорания обуславливается, не в последнюю очередь, качеством процесса дробления жидкого топлива и предварительного перемешивания его с воздухом во фронтальном устройстве. Известно, что сжигание гомогенной предварительно подготовленной смеси жидкого топлива с воздухом в модельных тепловых генераторах позволяет получить низкую эмиссию вредных веществ на выходе. Однако в реальных камерах сгорания ГТД нет ни места, ни времени для осуществления такой подготовки. Отсюда ясно, что необходимо максимально полно использовать имеющееся пространство и время пребывания для устремления характеристик топливоздушную смесь к однородному составу.

По результатам холодных испытаний средний Заутеровский диаметр капель топлива на режиме близкого к малому газу составляет порядка 23 мкм, и формируется широкая и интенсивная зона обратных токов на оси устройства. Для апробации разработанного устройства и метода подготовки в нем топливоздушную смесь были проведены огневые испытания в модельном трехгорелочном отсеке камеры сгорания при повышенном давлении среды.

Таким образом, в процессе экспериментальных исследований показано, что увеличение интенсивности закрутки воздуха позволяет повысить степень гомогенизации смеси (улучшить распыл и перемешивание топлива с воздухом). Для процесса пневматического дробления важно иметь равномерный высокоскоростной поток закрученного воздуха, при низкой скорости подачи топлива в него – что и достигнуто в устройстве. Распад топливной пленки происходит в несколько этапов: срыв капель с поверхности пленки, дробление пленки на распыливающей кромке, срыв топлива с поперечной перекладки в центральном канале, дробление отдельных крупных капель в районе выходного сопла устройства.

Influence of aerodynamic front device on the quality of mixing liquid fuel with air in a gas turbine engine combustor

Chelebyan O.G., Siluyanova M.V.

MAI, Moscow

Research methods of preliminary preparation of liquid fuel-air mixture in the combustor front device are an urgent task in the development of competitive on the level of emissions of toxic species GTE. In this paper we studied the effect of the intensity of swirling air flow and interaction with the liquid film on the characteristics generated by the spray nozzle of the combustor module with pneumatic type.

The providing of the necessary level of aggregate characteristics of a gas turbine engine, such as certain wake-up, a wide range of stable operation, combustion efficiency and low emissions of toxic species depends in particular on the reliable operation of combustor. At the same time, most researchers in this characteristics field agree that the achieving of a high level of combustor itself is supported, not least, by the quality of the process of crushing of liquid fuel and pre-mixing it with air in the

front device. It is known that the combustion of previously prepared homogeneous mixture of the liquid fuel with air in the heat generators model allows to obtain low outlet toxic species emission. However, in the real GTE combustor there are no place nor the time for such training. Clearly, that it's necessary to maximize the use of available space and the residence time to direct the fuel mixture performance towards a homogeneous composition.

According to the results of cold tests the average Zauter diameter of the fuel droplets in the idle mode is about 23 microns. The wide and intense backflow zone is formed near the device axis. To test the device developed and the method of fuel-air mixture preparation fire tests in the model 3- burner compartment under high pressure environment have been conducted.

Thus, in the experimental studies, but showing that an increase in air swirl intensity can increase the degree of homogenization of the mixture (to improve atomization and mixing of fuel with air). Process for crushing pneumatic important to have uniform air speed swirling flow at low flow rate of fuel in it - and that reached in the apparatus. The disintegration of the fuel of the film takes place in several stages: the failure of droplets from the film surface, the film split on the edge of the spray, the failure of the fuel with the cross bar in the center channel, crushing some large drops in the vicinity of the discharge nozzle device.

Математическое моделирование замкнутого газотурбинного контура на переходных режимах работы

Чернаков В.В., Иксанов Х.С.
Центр Келдыша, г. Москва

Создание космических ядерных энергоустановок большой мощности является важнейшей задачей для освоения космического пространства при значительном удалении от Земли. Работы по созданию космических ядерных энергоустановок ведутся в США [1], западной Европе [2] и в России [3]. Космические ядерные энергоустановки в теории позволяют получать высокий уровень энергодвигательного обеспечения и решать важнейшие задачи в космосе. Космическая ядерная энергодвигательная установка, как правило, состоит из следующих составных частей: энергоблок (включающий в себя ядерный реактор, систему преобразования тепловой энергии в электрическую и систему отвода тепла), двигательная установка.

Одной из задач, решение которой необходимо для создания энергоустановки, является расчет переходных режимов, прежде всего с точки зрения управления и контроля.

Система преобразования тепловой энергии в электрическую основана на замкнутом газотурбинном контуре, работающем по циклу Брайтона. Главные достоинства этого варианта: возможность достижения достаточно высокого КПД (20-25% и выше); приемлемые массогабаритные характеристики установки с точки зрения доставки на орбиту; химически неактивное рабочее тело – инертный газ; имеется значительный опыт по созданию стационарных и транспортных наземных газотурбинных установок с большим ресурсом работы.

Цели работы: численное моделирование переходных режимов в контуре экспериментальной установки с учетом нестационарности процессов, протекающих в составных частях контура; численное моделирование и

определение суммарных тепловых и гидравлических потерь в контуре экспериментальной установки на переходных и стационарных режимах.

По результатам работы был проведен сравнительный анализ численного моделирования работы контура с результатами экспериментальных исследований стендового варианта контура преобразования энергии, который позволяет сделать вывод об адекватности представленной математической модели.

Литература

1. Lee S. Mason A Power Conversion Concept for the Jupiter Icy Moons Orbiter, AIAA-2003-6007, 2003.

2. Frank Jansen et al. Step-by-step Realization of the International Nuclear Power and Propulsion System (INPPS) mission. 66th International Astronautical Congress, Jerusalem, Israel, 2015.

3. Коротеев А.С., Акимов В.Н, Попов С.А. Проект создания транспортно-энергетического модуля на основе ядерной энергодвигательной установки мегаваттного класса // Полет. 2011. № 4. С. 93-99.

Mathematical modeling of closed gas-turbine loop on transient operating conditions

Chernakov V.V., Iksanov H.S.

SSC Keldysh Research Centre, Moscow

Development of high-power nuclear space power plants is a significant challenge for outer space exploration when we move far away from the Earth. Efforts to develop nuclear space power plants are being carried out in USA [1], Western Europe [2] and in Russia [3]. In theory nuclear space power plants allow achieve high level of energy and motional possibilities and solve significant tasks in outer space. As a rule nuclear space power plant consists of elements such as power generating unit (consisting of nuclear reactor, power conversation unit and heat removal system); propulsion system.

One of the problems to be resolved for power plant development is analysis of transient operating conditions, first of all with relation to commanding and control.

Power conversation unit is based on closed gas-turbine loop operating in Brayton cycle. Main advantages of this variant are:

- possibility of reaching rather high efficiency factor (20-25% and higher);
- acceptable weight and overall characteristics of plant in terms of putting it into orbit;
- chemically inactive working substance – inert gas;
- there is significant experience in developing stationary and transport ground-based gas-turbine long life working units.

Aims of this work: numerical modeling of transient states in experimental unit's loop taking into account nonstationary processes in its all component parts; numerical modeling and definition of overall heat and hydraulic losses in experimental unit's loop on stationary and nonstationary conditions.

As a result of this work a comparative analysis of loop's numerical modeling was carried out with the experimental investigation data of the test rig variant of power conversation unit, which allows to conclude model adequacy.

References

1. Lee S. Mason A Power Conversion Concept for the Jupiter Icy Moons Orbiter, AIAA-2003-6007, 2003.

2. Frank Jansen et al. Step-by-step Realization of the International Nuclear Power and Propulsion System (INPPS) mission. 66th International Astronautical Congress, Jerusalem, Israel, 2015.

3. Koroteev A.S., Akimov V.N., Popov S.A. Project of transport-power module development based on nuclear motional power plant of megawatt-level class // Polet. 2011. № 4. С. 93-99.

Исследования работы СПД-100 на режимах с повышенной тягой

Ким В.П., Меркуриев Д.В., Попов Г.А., Смирнов П.Г., Шилов Е.А.

МАИ, г. Москва

Режимы модели двигателя типа СПД-100ПМ на режимах с повышенной мощностью представляет интерес в плане создания модификации двигателя типа СПД-100 с увеличенной тягой для решения задач довыведения КА на высокие рабочие орбиты, включая геостационарную орбиту (ГСО), поскольку использование электроракетного двигателя (ЭРД) для решения этой задачи позволяет значительно увеличить массу КА, доставляемого на рабочую орбиту. В России впервые задача довыведения КА («Экспресс АМ-5» и «Экспресс АМ-6») была решена АО «Информационные спутниковые системы» с использованием двигателей СПД-100 системы коррекции ЭРД с номинальной мощностью 1,35 кВт [1]. Однако время довыведения оказалось достаточно большим из-за небольшой тяги двигателей СПД-100. Увеличение тяги двигателя в 2 и более раз позволит сократить названное время практически во столько же раз. Таким образом, создание модификации двигателя СПД-100, способного работать как с уровнем тяги современного СПД-100, так и с увеличенной тягой позволит успешно решать с помощью такого двигателя как задачи довыведения, так и коррекции орбит ряда перспективных КА, разрабатываемых АО «Информационные спутниковые системы» и другими организациями. С учетом изложенного в данной работе проводились исследования лабораторного образца СПД-100ПМ, модифицированного для работы на режимах работы с повышенной мощностью. Полученные данные подтверждают возможность повышения тяги двигателя более, чем в 2 раза при мощности двигателя не превышающей 3 кВт, приемлемой для двигателя такого типоразмера, и возможность его работы на режиме с мощностью 1.35-1,5 кВт для решения задач коррекции орбит КА.

Результаты работ, представленных в докладе, выполнены при поддержке Министерства образования и науки Российской Федерации в рамках Соглашения о предоставлении субсидии Московскому авиационному институту по проекту № 14.577.21.0231.

Список использованных источников:

1. Платформа для инновационного развития // Сибирский спутник, №20(393), 2015, с.4.

Study for the SPT-100 operation at the modes with increased thrust

Kim V.P., Merkuriev D.V., Popov G.A., Smirnov P.G., Shilov E.A.

MAI, Moscow

Operation of the thruster model SPT-100PM at the modes with increased power is of interest for the development of the SPT-100 thruster modification with the increased thrust with the aim to solve problems of SC final injection into the high working orbits, geostationary orbit (GEO) including, as the application of electric propulsion thruster for solving such problem allows for considerable increase in the SC mass delivered to the working orbit. In Russia the problem of final insertion of SC (“Express AM-5” and “Express AM-6”) was solved for the first time by the JSC “Information Satellite Systems” by using the thrusters SPT-100 of the attitude control system (EP rated power was 1.35 kW [1]). But the duration of final insertion appeared to be rather long due to the low thrust of SPT-100 thrusters. A double (and over) increase in the EP thrust would make it possible to shorten the mentioned duration two and more times practically. Thus, development of the SPT-100 thruster modification that would be capable of operating both with the thrust level of the modern SPT-100, and with the increased thrust will allow successful solving for the problems of final insertion and orbit correction for a number of advanced SC being developed by the JSC “Information Satellite Systems” and other enterprises. In view of this, the laboratory model SPT-100 PM modified for the operation at the increased-power modes was studied. The obtained data confirmed possibility for increasing EP thrust more than 2 times in the case of the thruster power of up to 3 kW that is acceptable for the thruster of such standard size, as well as the possibility for its operation at the mode with the power of 1.35-1,5 kW for solving the problems of SC orbit correction.

This work was executed under the support of the Ministry of Education and Science of the Russian Federation within the frames of the Agreement on grant assignment to the Moscow Aviation Institute for the project No. 14.577.21.0231.

Reference:

1. Platforma dlya innovatsionnogo razvitiya (The platform for innovative growth) // Sibirskiy sputnik No. 20 (393), 2015, p.4.

Формирование концепции криволинейных выходных устройств силовой установки, встроенной в планер летательного аппарата

Силуянова М.В., Шпагин В.П.

МАИ, г. Москва

Реактивные сопла занимают важное место в комплексе проблем разработки перспективных летательных аппаратов (ЛА). С точки зрения расширения возможностей современного летательного аппарата ключевыми являются следующие проблемы:

- уровень эффективной тяги сопел;
- интеграция сопел в компоновку самолета;
- снижение заметности ЛА в задней полусфере;
- оптимизация конструкции сопел, снижение веса, охлаждение и т.д.

Решением представленных выше проблем может послужить применение плоского реактивного сопла. В качестве преимущества плоских сопел в интегральных компоновках можно отметить:

- меньшую заметность плоских сопел (в ИК- и РЛ- диапазонах) и соответствующее снижение уязвимости самолета;

- улучшение тяговых характеристик самолета за счет оптимальной интеграции силовой установки в планер (при этом само плоское сопло тяжелее и может иметь большие потери, чем осесимметричное);

- возможность использования эффекта «суперциркуляции».

Однако, одного лишь применения плоского сопла, как правило, оказывается недостаточно, и для полного экранирования горячих частей двигателя приходится дополнительно искривлять канал выходного устройства (ВУ). Зачастую доступный диапазон искривления бывает сильно ограничен, и появляется необходимость применения более сложных методов. К ним можно отнести интегрирование в канал сопла дефлекторов специальной формы, позволяющих скрыть проблемные части двигателя при меньшей кривизне ВУ.

Подобный случай рассмотрен в представленной работе. В рамках проведенных исследований нами было спроектировано дозвуковое сопло с полным блокированием видимости горячих частей двигателя. Такого эффекта удалось достичь благодаря искривлению проточной части канала и интеграции в него специальным образом искривленных дефлекторов. Численные исследования подобного решения позволяют сделать вывод о возможности профилирования безотрывного плоского малоаметного сопла с применением предлагаемого способа интеграции в канал дефлекторов. При этом коэффициент скорости сопла, выбранный нами в качестве критерия оценки потерь в выходном устройстве, в рассмотренном случае уменьшился в пределах 5 %, а поля давления и скорости на выходе остаются равномерными.

Embedded in the aircraft airframe propulsion system nozzles curvilinear channels concept formation

Siluyanova M.V., Shpagin V.P.

MAI, Moscow

Jet nozzle occupies an important place in advanced aerial vehicles development problems complex. From the perspective of empowerment of the modern aircraft there are some crucial problems:

- the level of effective thrust nozzles;
- the integration of nozzles in the layout of the aircraft;
- reduction of the visibility of the aircraft in the rear hemisphere;
- nozzles design optimization, weight reduction, cooling, etc.

Solutions to the problems presented above can serve as use of a flat jet nozzle. As the advantages of flat nozzles in integrated layouts include:

- lower visibility of flat nozzles and a aircraft vulnerability corresponding reduction;
- improving traction characteristics of the aircraft due to the optimal integration of the propulsion in the airframe (the flat nozzle itself is heavier and may have greater losses than axisymmetric);
- the possibility of using of the Coanda effect.

However, the mere use of a flat nozzle, as a rule, is not enough, and for a complete shielding of the engine hot parts we have to curve the channel of the exhaust system. Often the available curvature range is very limited, and there is a need for more sophisticated methods. These include integration into the nozzle channel specially shaped vents, allowing to hide the problem parts of the engine at a lower curvature

slave. Such a case is considered in the present study. As part of our research has been profiled subsonic nozzle with a complete blocking visibility of hot engine parts. This effect was achieved due to the curvature of the flow channel and integration of a special way curved baffles in it. A numerical investigation of such decision leads to the conclusion about the possibility of profiling a flat low-profile nozzle using the proposed method of the integration deflectors to the channel. The coefficient of nozzle velocity selected as the evaluation criterion of loss in the exhaust arrangement, in the present case has decreased to within 5%, and the pressure fields and velocities at the outlet remain uniform.

Принципы создания энергетических установок для летательных аппаратов нового типа на основе Теории Энергообменных Процессов

Щербак П.В.

ГИБИП, г. Москва

В работе рассмотрены существующие и технически реализованные человеком принципы создания летательных аппаратов (ЛА): аэродинамические, аэростатические и реактивные силы.

Основными недостатками этих способов обеспечения перемещения в пространстве является наличие инерционности, ограничение на конечную скорость перемещения и необходимость иметь запас топлива на борту ЛА. Для устранения этих недостатков предлагается пересмотреть концепцию перемещения и развить новый способ перемещения в пространстве, в основе которого лежит перевод окружающего ЛА пространства в активное состояние, в результате чего указанные недостатки в той или иной мере будут сняты. Для этого необходимо принять концепцию наличия в окружающем пространстве некоторой Фундаментальной энергии мироздания, в разных научных работах имеющих различное наименование, как то: физический вакуум, эфир и т.п.

В качестве завершенной логической цепочки представлен введенный 4-й закон механики, постулирующий, что существуют безынерционные системы, в которых тело, движущееся непрямолинейно и неравномерно, тем не менее находится в состоянии покоя.

Вниманию предлагается Теория энергообменных процессов (ТЭП). Согласно ТЭП в природе существуют два основных энергообменных процесса: прямой – на создание материи как таковой и обратный – на разрушение материи.

С учетом положений ТЭП в работе представлены две формулы: сохранения энергии и формула расчета энергии энергообменного процесса в n -мерном пространстве.

Наиболее интересен вопрос технической реализации в энергосиловых установках ЛА нового типа основных положений ТВП. Основной функцией двигательной установки будет являться формирование особого рода «антивещественного» поля определенной плотности. В этом ключе рассмотрены основополагающие нано и пикотехнологические аспекты создания конструкционных материалов энергосиловой установки ЛА нового типа. Главными принципами построения кристаллической структуры материала энергетического конвертора является принцип аддитивности и фрактальности, а начинать необходимо с параметров ядер химических элементов ячейки

кристалла. Близкая по постановке задача создания конструкционного материала решалась при создании квантовых генераторов с требуемыми параметрами.

Principles of designing of power installations for the new type flight vehicles based on the Theory of Energy Changing Processes

Scherbak P.V.

GSINM, Moscow

The principles of flight vehicles (FV) making existing and engineeringly implemented by the person are in-process observed:

- aerodynamic forces (an airplane, a helicopter, an autogiro, a hang-glider);
- an aerostatic force (an airship, a balloon, an aerostat);
- jet forces (a rocket, a jet airplane).

The basic deficiencies of these ways of security of moving of space is time delay presence, limitation on maximal terminating velocity of moving and necessity to have a propellant budget onboard FV. For elimination of these deficiencies it is offered to revise the concept of moving and to advance a new way of moving in space in which basis transfer of ambient FV of space in an active state therefore the indicated deficiencies to some extent will be removed lies.

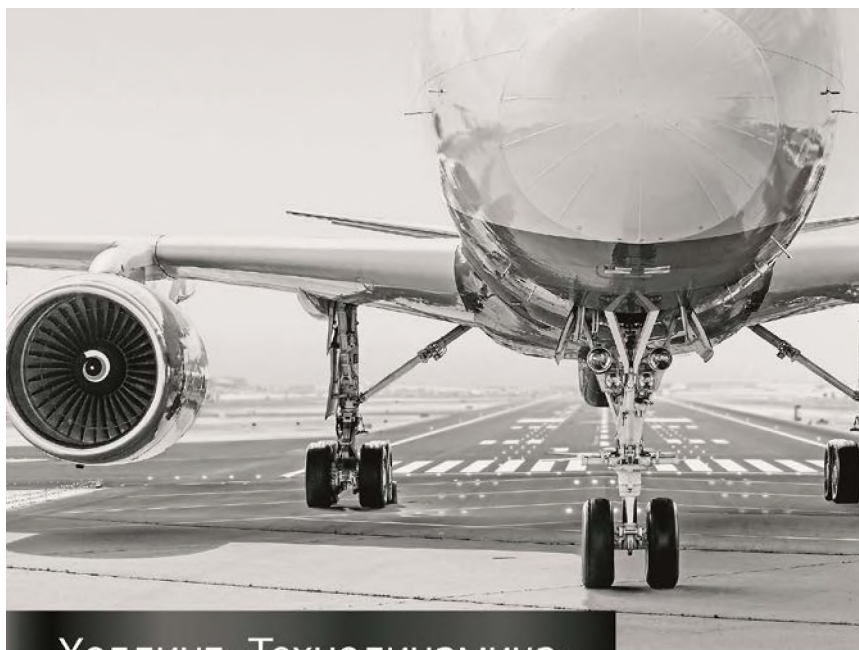
For this purpose it is necessary to accept the presence concept in surrounding space of some Fundamental Universe Energy, in different science works having the various name as that: physical vacuum, an aether, etc.

In the capacity of complete logic chain the injected 4th law of a mechanics postulating that there are inertialess systems in which the skew field, moving non-straightforwardly and is irregular is presented, nevertheless is in a rest.

Theory of Energy changing Processes (TEP) is offered to attention. According to TEP in the nature there are two basic Energy changing processes: a straight-line - on matter creation as that and a return-line – on matter disintegration.

Taking into account positions TEP two formulas are in-process presented: conservation of energy and the formula of calculation of energy of Energy changing Process in n-dimensional space.

The problem of engineering implementation in power installations of the new type FV of original positions TSF is most interesting. The basic function of impellent installation will be formation of a special sort of an “antimaterial” field of certain density. Are herein observed establishing Nano- and Pico-technology aspects of making of structural materials of the rower installation of FV implementing the new concept of moving in space, implying active use for moving of FV of energy of ambient space through recasting the basic natural (straight line) Energy changing process which essence is maintenance of existence of a fabric from which the FV engine installation is created. Major principles of build-up of a crystal structure of a material of the energy converter is the principle of additivity and fractality, and to begin it is necessary from parametres of chemical elements kernels of a crystal mesh. Close on statement the problem of making of a structural material was decided at making of quantum oscillators with demanded parametres.



Холдинг «Технодинамика»

Холдинг «Технодинамика» Госкорпорации Ростех создан в 2009 году. В состав холдинга входят 35 российских производственных предприятий, научно исследовательских и проектных институтов авиационной и космической отраслей промышленности, расположенных по всей стране — в Москве и в Московской области, Уфе, Самаре, Екатеринбурге, Архангельской области и других регионах России. В настоящий момент на предприятиях холдинга работает около 30 тысяч сотрудников. Основные компетенции холдинга включают разработку, производство и послепродажное обслуживание систем и агрегатов авиационного и космического применения. На сегодняшний день

холдинг реализует ряд крупномасштабных проектов совместно с ОАК, «Вертолетами России», ОДК, а также зарубежными представителями отрасли. Продукция холдинга устанавливается на все самолеты и вертолеты российского производства и составляет до 15% от их стоимости. Кроме того, холдинг производит агрегаты для таких отраслей промышленности как нефтегазовая, железнодорожная, судостроение и морская техника.

105318 Москва, ул. Ибрагимова, 29
+7 (495) 627-10-99
info@technodinamika.ru
technodinamika.ru

Задавая новые стандарты

ТЕХНОДИНАМИКА 

5. Информационно-телекоммуникационные технологии, в том числе авиационных, ракетных и космических систем

5. Information and Telecommunication Technologies of Aviation, Rocket and Space Systems

Precise Point Positioning Algorithm for Enhanced Navigation Microsatellite in Low Orbit

Guohua Kang, Yao Liu

NanJing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing, China

The existing high-precision positioning of LEO satellite usually uses GPS or USB System. However, in recent years with the rapid increase of LEO micro-satellites, the USB, which requires ground monitoring stations, has become overwhelmed, and GPS has become the main means of satellite position and orbit determination. The position with GPS usually uses pseudo-range, but its accuracy is often in meters. For the general microsatellite position this accuracy is sufficient, but cannot meet sub-meter precision of the low-orbit enhanced navigation satellite position. Dual-frequency GPS receivers have also been reported for carrier phase location, but in real-time and accuracy still cannot meet the requirements. In this paper, the Precise Point Positioning (PPP) algorithm is proposed to improve the positioning accuracy by using the advantages of low-earth orbit satellites. In PPP, the precise IGS ephemeris data from the ground station is used to shorten the positioning time.

In this algorithm, the pseudo-range, L1 L2 carrier phase data and the IGS precision data are used to carry out high-precision positioning solution. There are three main parts in PPP: Data Processing, Least Squares Solution to the optimal estimate and LAMBDA Method to obtain the optimal ambiguity. Firstly, the gross error and cycle slip in the carrier phase data is detected, and then be compensated. In order to eliminate first-order ionospheric effects, the different frequency observations with the same type is used to form a linear combination, and then the carrier phase ambiguity is not integer and the observation noise is small. Furtherly, the ambiguity without ionosphere effect is decomposed into wide lanes and the narrow lanes, and are calculated respectively. In the single-point dynamic positioning, the unknown estimated state are the satellite coordinates, the ambiguity and receiver clock error, and the best estimate of this time-varying state is solved by the least squares method by using each epoch. At last, LAMBDA algorithm reduces the correlation between ambiguities, which is based on the Lagrangian correlation principle, and then uses the search technique to obtain the optimal ambiguity vector. By LAMBDA the search space of ambiguity is smaller, and the search efficiency is improved.

Simulation results based on STK data show that the PPP can be applied to low-orbit enhanced navigation satellites, and the state error can converge in about 20 minutes to realize centimeter positioning of LEO satellites.

Compared with the RTK position in orbit, PPP needs not to be equipped with base station and communication equipment. It only regularly needs the IGS precise ephemeris from the ground control station in the daily management. This greatly reduces the cost. In addition, further simulation indicates that if the LEO satellite is used as the navigation satellite and PPP is used in the ground receivers, the convergence time of the algorithm is decreased from 40~50 to 10 minutes.

Синтезатор частот с высокой скоростью дискретной перестройки частоты

Мартыросов В.Е., Алексеев Г.А.
МАИ, г. Москва

Современные требования к устройствам формирования колебаний с дискретной перестройкой по частоте для СВЧ радиотехнических систем различного назначения можно сформулировать следующим образом: значительный диапазон перестройки, малые времена перестройки по частоте и низкий уровень собственных частотно-фазовых шумов. С учетом СВЧ диапазона рабочих частот актуальны разработка и исследование структур с косвенным методом синтеза, т.е. синтезаторов частот выполненных на основе систем фазовой автоматической подстройки частоты (ФАПЧ).

В докладе представлены результаты исследований характеристик и потенциальных возможностей инновационной структуры синтезатора частот (патент РФ на изобретение № 2595629, ФИПС, Бюл. № 24, 27.08.2016). Исследуемая структура синтезатора частот выполнена на базе разработанной авторами глобально линеаризованной системы синхронизации (*англ. – Globally Linearized PLL, GL-PLL*) и отличается высокими динамическими свойствами и улучшенной “чистотой” спектра формируемого сигнала.

В качестве структуры, с которой проводится сравнение характеристик предложенного устройства, взята структура синтезатора, выполненного на основе системы ФАПЧ, использующей частотно-фазовый детектор с накачкой заряда (*англ. – Charge Pump PLL, CP-PLL*). Данная структура широко распространена в зарубежных и отечественных инженерных разработках, включая представленные на рынке современные микросхемы синхронных устройств.

Исследования характеристик обеих структур при выровненных параметрах петель синхронизации были проведены методами имитационного моделирования в программной среде MATLAB/Simulink. Полученные результаты позволили сделать следующие выводы.

Спектр частотно-фазовых флуктуаций выходного колебания в синтезаторе с накачкой заряда (*CP-PLL*) более загрязнен. Это очевидно обусловлено импульсным характером работы входящего в его состав частотно-фазового детектора, что создает дополнительную импульсную помеху в напряжении регулирующем частоту подстраиваемого генератора.

Для широкого диапазона частот перестройки в предложенной структуре *GL-PLL* время дискретной перестройки по частоте не превышает значений 3-5 микросекунд, что значительно меньше времени синхронизации структуры *CP-PLL*. Указанный выигрыш по времени дискретной перестройки частоты синтезатора *GL-PLL* нарастает с увеличением размаха изменения частоты при перестройке и может достигать значений в несколько порядков.

The Frequency Synthesizer with High-Speed Discrete Frequency Tuning

Martirosov V.E., Alekseev G.A.

MAI, Moscow

Modern requirements for frequency synthesizers for microwave radio systems for various purposes can be formulated as follows: wide frequency range, short locking time and low level of phase noises. In the microwave range of operating frequencies are relevant structures with indirect synthesis method, i.e., the frequency synthesizers based phase locked loop system (PLL).

The report presents the results of studies of characteristics and capabilities of the innovative structure of the frequency synthesizer (RU patent number 2595629, FIPS, Bul. № 24, 08.27.2016). The researched structure of frequency synthesizer is based on the globally linearized synchronization system (GL-PLL) and is characterized by high dynamic properties and reduced level of phase noise of the generated signal.

For a comparative study the synthesizer structure based on the CP-PLL (Charge Pump PLL) has been taken. This structure is common in engineering developments, including in modern chips synchronous devices.

Experimental results of comparative investigation of structures were obtained in MATLAB/Simulink simulation environment. The obtained results permitted the following conclusions.

Synthesizer based on CP-PPL scheme characterized a higher phase and frequency fluctuations of output signal. This is due to using the pulsed phase-frequency detector, which creates additional pulsed interferences in the control voltage of VCO.

For a tuning in wide range of frequencies the time of discrete frequency adjustment of GL-PLL synthesizer does not exceed the values of 3-5 microseconds, which is significantly less time of synchronization of CP-PLL synthesizer structure. This gain in time of discrete frequency adjustment of GL-PLL synthesizer increases with increasing magnitude of change of frequency in the tuning and can reach several orders of magnitude.

Устройство связи для беспилотного летательного аппарата

Ахмадиев А.Ф.

КНИТУ-КАИ, г. Казань

Первоначально потребность в беспилотных летательных аппаратах (БПЛА) была обусловлена разрывом между потребностями в информации и возможностями ее получения на тактическом и оперативном уровнях. В настоящее время беспилотные летательные аппараты (БПЛА) используются для решения разнообразных военных и мирных задач, которые прежде решались с использованием пилотируемых самолётов и вертолётов. Эксплуатация БПЛА в большинстве случаев сравнительно дешева, а их невысокая в сравнении с пилотируемыми летательными аппаратами собственная стоимость и отсутствие людей на борту позволяют отправлять их на выполнение заданий, в которых существует значительная опасность потери летательного аппарата.

Взрывной рост рынка БЛА и связанных с ним услуг прогнозируется при преодолении в скором времени ряда технических и административных барьеров, ограничивающих использование БЛА в национальном воздушном пространстве. Использование беспилотных авиационных комплексов (БАК) в гражданской

области на сегодняшний момент практически ограничивается частными случаями локальных применений в интересах решения текущих производственных или хозяйственных задач, преимущественно в экспериментальном порядке.

Целью дипломного проекта является создание и разработка системы приема данных с борта БПЛА.

Для достижения цели дипломного проекта поставлены следующие задачи:

- рассмотреть основные принципы работы системы связи БПЛА;
- проанализировать элементную базу компонентов БПЛА в рамках импорт замещения;
- разработать оптимизированную систему приема данных с борта БПЛА.

По итогам проведенной работы был спроектирован приемник с дискретизацией промежуточной частоты (ПЧ), используемый для работы нелицензируемом диапазоне радиочастотного спектра ISM (промышленный, научный и медицинский диапазон) 2,4–2,48 ГГц. Приемник спроектирован для работы с системами, использующими OFDM (мультиплексирование с ортогональным частотным разделением сигналов). Данный приемник был спроектирован с использованием отечественной элементной базы, при использовании отечественного программного обеспечения в рамках импорт замещения.

A communication device for an unmanned aerial vehicle

Akhmadiev A.F.

KNRTU-KAI, Kazan

Initially, demand for unmanned aerial vehicles (UAV) was due to the gap between information needs and capabilities of its receipt at the tactical and operational levels. Currently, unmanned aerial vehicles (UAVs) are used to solve a variety of military and civilian tasks that previously were solved with the use of manned aircraft and helicopters. UAV operation in most cases is relatively cheap, and their low in comparison to manned aircraft own costs and the lack of people on the board allow you to send them to perform tasks in which there is a significant risk of loss of the aircraft.

The explosive growth of the market of UAVs and related services is projected at overcoming in the near future a number of technical and administrative barriers that restrict the use of UAVs in national airspace. The use of unmanned aircraft systems (BAC) in the civil area at the moment is practically limited to special cases of local applications in order to address the current production or economic problems, mainly on a pilot basis.

The aim of the diploma project is the creation and development of data acquisition systems on board the UAV.

The following tasks have been set to achieve the goal of graduation project:

- to consider the basic principles of UAV communication system;
- analyze the basic elements of UAV components within the framework of import substitution;
- to develop an optimized data acquisition system on board the UAV.

As a result of the work with the receiver intermediate frequency sampling (IF) has been designed to be used for unlicensed ISM radiochastotnogo spectrum band (industrial, scientific and medical band) 2,4-2,48 GHz. The receiver is designed to operate with systems using OFDM (Orthogonal Frequency Division Multiplexing). This

receiver was designed with the use of the domestic element base, using domestic software as part of import substitution.

Метод граничного JTAG-сканирования в современной бортовой радиоэлектронике

Виноградов А.Б., Валитов Р.Р.

УКБП, г. Ульяновск

Изделия бортовой радиоэлектроники имеют в своем составе многослойные печатные платы, на которых установлены интегральные микросхемы высокой степени интеграции, каждая из которых может иметь по несколько сотен выводов. Во многих разработках используются микросхемы в корпусах типа BGA, к контактам которых после распайки на плате отсутствует физический доступ. Все это создает сложные, а нередко и неразрешимые, проблемы для ручного поиска дефектов в собранных печатных узлах. В связи с этим задача автоматизации поиска и идентификации является актуальной, которая в настоящее время решается с помощью различными подходами.

Для снятия ограничения доступа к электрическим цепям была разработана технология граничного JTAG-сканирования определяемая стандартом IEEE 1149.1 – полноценное альтернативное решение, которое обеспечивает высокое тестовое покрытие для сложных плат; короткий цикл разработки тестов, требующий минимизация оборудования; низкие материальные затраты; высокую точность диагностики а так же быстрое внутрисистемное программирование.

В качестве тестируемого изделия был выбран печатный узел МВФ-5 (модуль вычисления и формирования), входящая в состав изделия ПМФ-5.1. Исследованием являлось экспериментальное подтверждение возможностей выявления, локализации и индентификации дефектов типа «короткое замыкание» и «непропаянный контакт» под микросхемами типа BGA. Созданный проект по периферийному тестированию платы модуля МВФ-5 в пакете ProVision позволяет диагностировать и вычислить на ней дефекты. Первоначально все проверяемые модули МВФ-5 были отбракованы по результатам функциональной проверки. По результатам проверки модулей МВФ-5 методом периферийного JTAG-тестирования были выявлены неисправности в результате проверки SRAM памяти м/с D11, D12 (MT48LC8M32B2TG-7IT) и D25 (EP4CGX110DF2717N Altera). Неисправностью являлось отсутствие связей между микросхемами D11 и D25. В связи с этим можно сделать вывод, что нарушение связи произошло по причине непропая выводов под BGA-чипом D25 Altera. Таким образом, из десяти проверяемых модулей в восьми модулях были обнаружены дефекты с помощью граничного JTAG-сканирования.

В результате технология граничного JTAG-сканирования позволяет значительно уменьшить время диагностики изделий и может быть применена для широкого круга предприятий, разрабатывающих РЭА.

Method of Boundary JTAG-Scan in Up-To-Date Avionics

Vinogradov A.B., Valitov R.R.

UIMD, Ulyanovsk

Avionics articles include multilayer printed circuit boards, on which high integration level integrated circuits, each having hundreds of pins, are installed.

Many developments use BGA-chips, which pins are not accessible after their pinout on PCB.

All this causes complicated and often unsolved problems for manual search of defects in assembled integrated circuits. Therefore, the task of automation of search and identification, which nowadays can be solved with different approaches, is urgent.

To eliminate electrical circuit access restrictions there was developed IEEE 1149.1 specified boundary JTAG-scan technology – an alternative solution, which provides high testing coverage for complicated PCBs; short test development cycle that requires minimization of equipment; low material expenses; high diagnostics accuracy, as well as fast in-system programming.

МВФ-5 PCB assembly (computing and generating module) included in ПМФ-5.1 article was chosen as an article under test.

The investigation consisted in experimental confirmation of possibility of detection, isolation and identification of faults such as “short circuit” and “non-soldered pin” under the integrated circuits of BGA type. The project on peripheral testing of МВФ-5 module PCB in ProVision package makes it possible to diagnose and compute its defects. First, all the tested МВФ-5 modules were rejected by the results of functional tests. By the results of testing МВФ-5 modules using boundary JTAG-scan method there were detected the malfunctions of SRAM IC D11, D12 (MT48LC8M32B2TG-7IT) and D25 (EP4CGX110DF2717N Altera). The malfunction consisted in absence of connection between the integrated circuits D11 and D25. In connection with this the conclusion can be made that the disconnection was caused by non-soldering of the pins under D25 Altera BGA-chip. Thus, in eight modules of ten tested modules there were detected defects using boundary JTAG-scan technology.

As a result the boundary JTAG-scan technology makes it possible to significantly reduce the time of an article diagnostics and can be used by a wide range of enterprises engaged in development of avionics.

Особенности сбора, хранения и обработки производственной информации в системе проектно-операционного управления

Голубев Д.А., Цырклов А.В.

МАИ, г. Москва

Внедрение систем планирования и управления производством, желание перейти на новый уровень функционала, покрывающего всю проектно-производственную деятельность машиностроительного предприятия, каким является методология проектно-операционное управление (ПОУ), показывает, что огромную роль играет то, каким образом предприятия обращаются с информацией. Есть множество видов информации, с которой имеет дело предприятие – внешняя, внутренняя, которые уже далее делятся на по видам деятельности – финансовая, техническая, производственная, далее по назначению – нормативно-справочная, оперативная, историческая и так далее.

Переход на ПОУ должен решить проблему оперативного контроля производственной деятельности предприятия для составления актуальных планов работ и расписаний в любой момент времени.

Одним из путей решения этой проблемы является сбор, консолидация, хранение и использование актуальной информации со всех возможных рабочих единиц предприятия в режиме реального времени. Сбор информации представляет собой процесс экстракции данных с оборудования в ручном и автоматическом режиме, получения информации от персонала предприятия и систем мониторинга.

Одной из проблем сбора информации является ее консолидация и нормализация. Для эффективного использования оперативной информации необходимо обеспечить ее преобразование в форму, удобную для анализа и использования в смежных системах. Нормализация же предназначена для хранения исторической информации в целях анализа и представления отчетности и составления производственных расписаний на основе этих данных.

В ряде информационных областей, например такой, как управление нормативно-справочной информацией, существуют стандарты для унификации и кодирования информации, для эффективной передачи их из системы в систему – ГОСТ 22745 устанавливает открытые технические словари. При применении подобных практик к системам обмена оперативной информацией внутри производственных систем появляется возможность эффективно хранить и использовать информацию, полученную из разных систем для различных целей, относящихся к области подготовки производства – планирование, анализ и составление расписаний.

Более остро проблема унификации информации, циркулирующей в производственных информационных системах и участвующей в планировании производства стоит при совместной работе нескольких структурных единиц одного или нескольких предприятий, производственные расписания которых являются взаимозависимыми.

Gathering, storage and processing features of production information in a project and operational management system

Golubev D.A., Tsytkov A.V.

MAI, Moscow

Implementation of planning systems and production management, the desire to move to a new level of functionality, that covers the entire project and production activity of machine-building enterprise, what is the methodology of project and operational management, demonstrates a huge role of how enterprises treat the information. There are a variety of information types that an enterprise deals with – external, internal, that are further divided into activity types – financial, technical, production, further they are divided by their purpose – reference information, operational information, historical information and so on.

Switching to project and operational management should solve the operational control problem of an enterprise production activity, which is to develop relevant work plans and schedules at any time.

One of the ways to solve this problem is the gathering, consolidation, storage and use of relevant information from all possible enterprise work units in real-time. Information gathering is the process of extracting data from equipment in manual and automatic mode, obtaining information from enterprise staff and monitoring systems.

One of the problems of gathering information is its consolidation and normalization. For effective use of operational information it is necessary to provide its transformation

into a form that is suitable for analysis and use in related systems. Normalization is meant to store historical information for analysis and reporting and to develop production schedules based on these data.

In a number of information fields, such as reference information management, there are standards for unification and coding of information for their efficient transfer from system to system — State Standard 22745 sets public technical dictionaries. When applying these practices to systems of operational information exchange within production systems, it is possible to store and use information from different systems for a variety of purposes related to production preparation area – planning, analysis and scheduling.

The problem of information unification, circulating in production information systems and participating in production planning, is much bigger in co-operation of several structural units of one or several enterprises, whose production schedules are interdependent.

Устройство для целенаправленного создания активных помех на основе SDR

Заяц Ф.В., Брюханова Е.Н.

МАИ, г. Москва

На сегодняшний день технология передачи данных посредством радиосигналов достигла немислимых высот. С помощью технологии SDR (Software-defined radio) – конфигурируемого радиотракта и ADC, (реализуемых в FPGA(ПЛИС), передающих уже оцифрованный сигнал на ПК, где можно производить обработку программно), можно выполнять самые разнообразные задачи, начиная с бытовых (радиоприемники) и заканчивая авиационными и космическими (самолеты, луноходы, спутники и др.). Преимущества данного подхода очевидны:

- отсутствие необходимости аппаратной реализации каждой конфигурации;
- относительная простота использования.

Основной проблемой (до недавнего времени) являлось скудное разнообразие продуктов данной технологии. На сегодняшний же день – каждый может выбрать себе подходящую модель под его индивидуальные запросы (приемники, работающие на разных частотных диапазонах, приемо-передатчики, отличающиеся особым быстродействием обработки сигнала и его дальнейшей передачи и др.)

В данной работе использовалась SDR-платформа bladeRF (с возможным использованием режима полного дуплекса (приемо-передающего тракта)), целью которой являлось создание активных помех для определенного типа устройств, имеющих свои уникальные радиоканалы для передачи данных по внутренним протоколам (GSM, 3G, 4G и др.).

В ходе самой работы были поставлены следующие задачи:

- отладка базового ПО и его корректное взаимодействие с MATLAB Simulink;
- реализация схемы приемника для обнаружение нужного типа сигнала (снятие характеристик) на частотах конкретного оператора;
- сравнение полученных данных с теоритическими;

- обработка разных типов модуляции (qpsk, qam-16, qam-64, gmsk)
- реализация схемы передатчика в MATLAB Simulink;
- корректная работа финальной схемы.

Результатом выполненной работы являются данные с графических скопов о передаче сигнала, а также индикация возникающей ошибки конфликта между MATLAB Simulink и несколькими поставленными задачами.

A device for targeted creation active interference based on SDR

Zayats F.V., Bryukhanova E.N

MAI, Moscow

Today, data transmission technology via radio signals reached unimaginable heights. With the help of SDR technology (Software-defined radio) – configurable radio link and the ADC, (implemented in the FPGA (FPGA), the transmission is already digitized signal on the PC, where you can perform software processing), you can perform a variety of tasks, ranging from the household (radios) and ending with the aviation and space (planes, rovers, satellites, etc..). The advantages of this approach are obvious:

- no need for hardware implementation of each configuration;
- relative ease of use.

The main problem (until recently) was scant variety of products of this technology. At present day - everyone can choose a suitable model for its individual needs (receivers operating on different frequency bands, transceivers, characterized by a particular signal processing speed and further transmission and other.)

In this paper we used SDR-platform bladeRF (with the possible use of full-duplex mode (transceiver path)), the purpose of which was to create active interferences for a particular type of device, with its own unique radio channels to transmit data on the internal protocol (GSM, 3G, 4G and etc).

In the course of the work the following tasks:

- basic software debugging and correct interaction with MATLAB Simulink;
- implementation of the receiver circuit for the detection of the desired signal type (characterization) at frequencies of a particular operator;
- comparison of the data with theoretically;
- processing various types of modulation (qpsk, qam-16, qam-64, gmsk)
- implementation of a transmitter circuit in MATLAB Simulink;
- correct operation of the final circuit.

The result of the work performed is the data with graphical scopes of signal transmission and display errors arising with conflict between MATLAB Simulink and multiple tasks.

Программно-аппаратный комплекс контроля сбоеустойчивости проекта специализированной микросхемы типа система на кристалле на базовых кристаллах серий 5521 и 5529

Клименко А.В, Зубканс А.В., Пархаев В.А.

МАИ, г. Москва

Программно-аппаратный комплекс предназначен для проведения анализа сбоеустойчивости проектов микросхем, созданных средствами системы автоматизированного проектирования специализированных микросхем типа «система на кристалле» (САПР СпК) на базовых кристаллах серий 5521 и 5529.

В соответствии с пошаговой методикой моделирования проектов микросхем, основанной на ПЛИС-прототипировании с внесением неисправностей, программно - аппаратный комплекс позволяет моделировать функционирование целевой микросхемы типа «система на кристалле» на базовых кристаллах серий 5521 и 5529 в условиях воздействия космической радиации. В процессе моделирования на основе известных характеристик потоков заряженных частиц и целевой микросхемы осуществляются определение моментов времени возникновения сбоев в микросхеме, локализация их возникновения, а также определяется тип сбоев. Процесс моделирования содержит несколько этапов, в частности включающих функциональное тестирование исходного проекта микросхемы, внедрение в проект микросхемы функциональности по внесению сбоев, моделирование функционирования полученного проекта в отсутствии и наличии сбоев. На каждом этапе осуществляется мониторинг значений выводов микросхемы, а также некоторых внутренних сигналов, задаваемых пользователем, и их сравнение с эталонными. Анализ результатов моделирования позволяет оценить сбоеустойчивость целевой микросхемы типа «система на кристалле» на базовых кристаллах серий 5521 и 5529 в условиях заданного воздействия космической радиации.

Разработка проводится при финансовой поддержке государства в лице Минобрнауки России, уникальный идентификатор прикладных научных исследований: RFMEFI57715X0161.

The Hardware - Software Complex for Fault Tolerance Evaluation of Special-Purpose Systems on Chip Based on 5521 and 5529 ULA Series

Klimenko A.V., Zubkans A.V., Parkhaev V.A.

MAI, Moscow

The hardware-software complex (HSC) is designed for special-purpose systems' on chip (SoC) projects simulation with the ability of fault tolerance evaluation. The projects are created via electronic design automation (EDA) tool for 5521 and 5529 uncommitted logic arrays (ULA) series based SoCs.

In accordance with the step-by-step SoC projects' simulation methodology based on FPGA-prototyping with fault injection, HSC allows to simulate the operation of the target SoC based on 5521 and 5529 ULA series in terms of exposure of space radiation. While simulation, moments of faults occurrences, fault types and faults localization data are determined based on given charged particles fluxes' parameters and target chip's parameters. The modelling process contains several stages, in particular including functional testing of the initial SoC project, fault injection capability introduction to the SoC project, SoC project's operation modelling in the presence and in the absence of faults. Circuits outputs' values and some internal signals' values monitoring and their comparison with reference values are performed at each step of the modelling process. The simulation results analysis allows to evaluate the fault tolerance of the target SoC project while it's operation under specified parameters of space radiation.

The development is carried out with the financial support of the government represented by the Ministry of Education and Science of Russian Federation. The unique identifier of applied scientific research: RFMEFI57715X0161.

Микропроцессорная техника в приборах, системах и комплексах – новый лабораторный практикум на основе среды проектирования Matlab-Simulink и микроконтроллерной платформы Arduino

Афонин А.А., Ямашев Г.Г., Шаповалов Н.А., Коломийчук С.А.
МАИ, г. Москва

Целью выполненной работы являлось создание нового лабораторного практикума для изучения современной микропроцессорной техники студентами высших технических учебных заведений. Лабораторный практикум построен на базе модельно-ориентированной среды разработки Matlab-Simulink и распространенной микроконтроллерной платформы ARDUINO UNO.

Традиционно процесс разработки микроконтроллерных систем включает создание управляющей программы путем написания программистом ее исходного текста на языке высокого уровня. Недостатком указанного подхода является трудоемкость ручного написания исходного текста, высокая вероятность появления в программе ошибок различного рода. Преимуществом же при высокой квалификации программиста является возможность гибкой настройки режимов работы блоков микроконтроллера (МК) и получаемый в итоге оптимизированный код. Альтернативным подходом к разработке программного обеспечения МК-систем является использование технологии автоматической кодогенерации исполняемого кода непосредственно из модели, созданной в модельно-ориентированной среде разработки Simulink. Достоинствами такого подхода является быстрое и относительно простое получение управляющей программы и создание прототипа разрабатываемой МК-системы без профессиональных навыков программирования на языках высокого уровня. Для изучения различных МК-систем на кафедре № 305 «Автоматизированные комплексы систем ориентации и навигации» МАИ разработаны оригинальные лабораторные модули и программы. Конструктивно каждый из лабораторных модулей представляет собой отладочную плату ARDUINO UNO с подключенными к ее выводам оригинальными платами расширения, состоящими из стандартных электронных компонентов. Было подготовлено и опубликовано электронное учебное пособие к соответствующим лабораторным работам. Освоение данного практикума дает возможность студентам освоить базовые элементы модельно-ориентированного программирования в среде разработки Simulink, а так же понять логику работы МК-техники без углубленного изучения языков программирования высокого уровня. Двухгодичный опыт использования лабораторного практикума в учебном процессе кафедры 305 подтвердил целесообразность и эффективность его применения, большую заинтересованность студентов в современных средствах обучения.

Работа выполнена при финансовой поддержке Минобрнауки РФ в рамках Госзадания по проекту № 813, задание 2014/92 и РФФИ по гранту 15-08-05708а, а также гранта Президента РФ № МК-8036.2016.5.

Microprocessor technology in the devices, systems and complexes – a new laboratory practice based on Matlab-Simulink design environment and the Arduino microcontroller platform

Afonin A.A., Yamashev G.G., Shapovalov N.A., Kolomiychuk S.A.
MAI, Moscow

The aim of the work performed was to create a new laboratory practical for the study of modern microprocessor technology by the students of higher technical educational institutions. Laboratory practice is based on a model-oriented environment of the development of Matlab-Simulink and the common microcontroller platform ARDUINO UNO.

Traditionally, the process of the development of the microcontroller systems includes the creation of the controlling system by writing its original text in the language of a high level by the programmer. The main disadvantage of the manual writing of the original text and a high probability of various mistakes in the text. If a programmer is highly-qualified then the advantage is the possibility of flexible adjustment of operating modes of the microcontroller unit (MC) and an optimized code obtained as a result. An alternative approach to the software development of the MC systems is the using of the technology of automatic code generation of the executable code from the model created in the model oriented environment Simulink. The advantages of such an approach is a quick and relatively simple obtaining of the controlling program & the creation of a prototype of the being developed MC system without professional programming skills in languages of a high level. Original laboratory modules and programs were developed in Chair №305 “Automated systems of orientation and navigation” for studying different MC systems. Structurally, each laboratory module is a debug board ARDUINO UNO attached to its original expansion cards consisting of the standard electronic components. An electronic textbook to the laboratory tasks was made and published. This practice work give an opportunity to the students to study the basic elements of the model oriented programming in the sphere of Simulink development as well as to understand the logic of MC mechanism work without profound learning of programming languages of a high level. A two-year experience in the use of the laboratory work in the educational process of Chair №305 has proved the feasibility and effectiveness of its application, the students’ interest in modern means of education.

The work was supported by the Ministry of Education of the RF as a part of the state task on Project №813, task 2014/92 and RFFI Grant 15-08-05708a, and President Grant № MK-8036.2016.5.

Преобразователь интерфейсов для инерциальных навигационных систем

Коскова С.В.

МАИ, г. Москва

Целью данной работы являлось снижение массы и габаритов БЛА с помощью реализации преобразователя интерфейсов для инерциальных навигационных систем программным путем, в частном случае реализации на ПЛИС в САПР VivadoXilinx.

Задача навигации решается методами и приборами, определяющими ориентацию и местоположение объекта относительно принятой системы координат, определением оптимального маршрута движения и обеспечением максимальной экономичности и безопасности вывода объекта в заданную точку пространства в определенный момент времени с установленной точностью. Инерциальные навигационные системы становятся основой навигационных комплексов современных подвижных объектов так как имеет полную автономность действия, высокую информативность и универсальность

применения, возможность высокоскоростной выдачи информации, высокую помехозащищенность.

Разработка алгоритма и архитектуры программы выполняется в виде процедуры проектирования. Проектирование, наряду с анализом требований, является частью большой стадии жизненного цикла системы. Результаты этой стадии являются входной информацией для стадии реализации, воплощения системы.

Этапы разработки:

- определение кристалла для дальнейшей разработки;
- определение программных модулей проекта, задание их параметров;
- тестирования проекта, получение временной диаграммы обработки сигналов;
- размещение созданного проекта на кристалле.

Результатом данной разработки является запрограммированная ПЛИС Zynq-7000, позволяющая обрабатывать первичную информации, полученную с помощью акселерометров или гироскопических датчиков параметров углового движения объекта с целью получения интересующей навигационной информации о местоположении, ориентации, скоростях движения и объекта в бортовом вычислителе и передачи её пользователю. Данный подход позволяет уменьшить массу, габариты, время проектирования и надежность навигационной системы.

Interface converter for inertial navigation systems

Koskova S.V.
MAI, Moscow

The aim of this study was to reduce the weight and dimensions of UAVs by implementing an interface converter for inertial navigation systems programmatically, in the particular case of implementation on FPGA CAD VivadoXilinx.

Navigation problem is solved by the methods and instruments that determine the orientation and location of the object relative to the coordinate system adopted, the definition of the optimal route of movement and ensuring maximum efficiency and safety of the object O at a given point in space at a given time to set up. Inertial navigation systems are the basis of modern navigation systems of moving objects as it has full autonomy of action, highly informative, and versatility, the possibility of high speed delivery of information, high noise immunity.

Development of algorithm and architecture of the program is executed in the form of the design process. Design, along with an analysis of the requirements is part of the big stage of the system life cycle. Results for this step are input to the implementation stage system embodiment.

Stages of development:

- determination of the crystal for further development;
- definition of the project software modules, their job options;
- Test the project, receiving time signal processing diagrams;
- placement of the project created on a chip.

The result of this development is programmed FPGA Zynq-7000, which allows to process the primary data obtained using accelerometers or gyro sensors of angular parameters of the object of interest to obtain navigation information about the location,

orientation, speed of movement and object board computers and transfer it to the user. This approach can reduce the weight, the dimensions, the design and reliability of the navigation system.

Численное моделирование реконструктивной диагностики фазированных антенных решеток при наличии рассеивающих объектов в области измерений

Кузнецов Г.Ю., Темченко В.С.
МАИ, г. Москва

Цель данной работы – разработка электродинамической модели рассеивающих объектов, учет рассеянных полей при решении задачи диагностики фазированных антенных решеток (ФАР) на основе данных измерения поля излучения в ближней зоне (БЗ) в условиях, отличных от безэховых. Результаты диагностики получены с использованием метода «сжатия с распознаванием» («Compressed Sensing») применительно к большим ФАР, позволяющего значительно уменьшить количество измерений по сравнению с традиционными методами измерений. Главным ограничением такого метода является то, что количество дефектных элементов должно быть мало по сравнению с количеством элементов в решетке, что выполняется в большинстве случаев.

В работе для решения данной задачи диагностики в эховых условиях предложена модификация метода «сжатия с распознаванием».

Решение задачи проводится в несколько этапов. На первом этапе для заданной конфигурации измерительного стенда аналитически составляется матрица измерений, связывающая комплексные амплитуды возбуждения излучателей и сигнал на выходе измерительного зонда в точках измерений. В работе рассмотрены только самые распространенные источники отражений: бесконечная металлическая плоскость, находящаяся на некотором расстоянии от исследуемой антенны, и сфера малых электрических размеров, находящаяся между антенной и плоскостью измерений. На втором этапе полученное матричное уравнение решается при помощи алгоритма YALL1, который реализуется при числе измерений значительно меньше числа элементов ФАР. Приведены результаты диагностики линейной ФАР.

Анализ результатов диагностики при наличии мешающих отражений показывает, что при известных характеристиках отражателей и данных об их расположении возможно с высокой точностью восстановить положения дефектных излучателей ФАР, а также осуществить реконструкцию амплитуды и фазы дефектных излучателей. Стоит отметить, что практическое применение предложенного метода наиболее актуально для случая, когда отражателем является проводящая плоскость, например, поверхность Земли. Такая ситуация наиболее вероятна при диагностике ФАР в условиях близким к полевым или при расположении ФАР на реальных объектах.

Numerical modeling of phased antenna arrays reconstructive diagnostics in presence of scatterers in measurements area

Kuznetsov G.Yu., Temchenko V.S.
MAI, Moscow

This work presents the solution of the problem of near-field reconstructive antenna diagnostics by developing electrodynamic models of scatterers. The results of diagnostics were obtained using a “Compressed Sensing” (CS) method. This approach greatly reduces the number of measurements compared to traditional methods, if the number of antenna elements is large. CS reconstruction implies that number of defect elements is small compared to total number of elements in antenna under test (AUT), which is usually true in practice.

A modification of a conventional CS reconstruction for echoic conditions is developed.

The problem is solved in several steps. First, for a given measurement setup an analytical measurement matrix is calculated. Only the most common setups were analyzed – an infinite metal plane located near the antenna and an electrically small metal sphere, located between the AUT and measurement plane. Second, a matrix equation is solved with a YALL1 algorithm that handles underdetermined (number of measures is less than number of unknowns) problems well. The results of a linear array diagnostics are presented.

The comparison of diagnostics results in echoic environment shows that a priori knowledge of scatterers’ characteristics allows determining the positions, amplitudes and phases of AUT defect elements. It is worth noting that case of AUT over an infinite conductive surface is a most common setup in practice. Such situation is most possible in field conditions or when AUT is located on real objects.

Рассогласования квадратурных каналов сигнала при многолучевых режимах съемки в РСА

Маркова А.С.

МАИ, г. Москва

В современных радиоконплеках для расширения полосы пропускания без увеличения частоты дискретизации, а также для сохранения информации о фазе сигнала применяется разделение сигнала на две квадратурные составляющие. Вследствие несовершенства аппаратуры может возникнуть амплитудный, фазовый или временной дисбаланс в квадратурных составляющих сигнала, что приведет к ухудшению разрешающей способности и чувствительности радиолокатора.

Границы допустимого квадратурного разбаланса в аналоговой части приемного тракта следует определять, исследуя влияние искажений на параметры сигнала на выходе согласованного фильтра и сопоставляя результаты с заданными требованиями к радиолокационному комплексу. В цифровой части приемного тракта несбалансированность квадратур приводит к появлению зеркальных паразитных спектральных составляющих.

При наличии одного луча и, соответственно, при наличии одного спектра сигнала, паразитную составляющую легко отфильтровать. Однако, в настоящее время растут требования к качеству получаемого изображения. Поэтому для улучшения характеристик антенны применяются режимы съемки с несколькими лучами с разделением как по пространству, так и по частоте. При работе с несколькими лучами не всегда возможно отфильтровать помеху, т.к. в спектральную полосу полезного сигнала может попасть помеха от сигнала соседнего луча.

В работе было проведено моделирование режимов работы локатора с несколькими лучами и исследовано влияния данной помехи при различных условиях.

В результате работы получены следующие результаты и выводы:

- при временной задержке между квадратурами сигнала, амплитуда паразитной составляющей спектра, увеличивается как с возрастанием временного рассогласования в квадратурах сигнала, так и с возрастанием центральной частоты ЛЧМ сигнала;
- при фазовом сдвиге между квадратурной и синфазной составляющими сигнала уровень помехи зависит только от величины фазового рассогласования;
- установлены допустимые границы квадратурного разбаланса, а также способ и место корректировки (при необходимости) квадратурных составляющих сигнала.

The mismatch of the orthogonal waveforms in SAR imaging modes of multiple beams

Markova A.S.
MAI, Moscow

In contemporary radar system the separating signal on two orthogonal waveforms are used to wider frequency band and, also, to keep signal's phase information. Phase, time or amplitude imbalance may arise between orthogonal waveforms, and, as a result, the resolution and sensitivity of the radar will be deteriorated.

In analog part of receiver permissible imbalance of orthogonal waveforms depends on technical requirement. It determines by researching output signal after matched filter. In digital part of receiver imbalance of orthogonal waveforms have the effect of appearance of spurious spectrum component.

If we have one beam, and thereby one signal spectrum, we can avoid the spurious spectrum component by filter. But if we have several beams, we will have some problems, because the useful spectrum component overlaps with spurious one.

The simulation of imaging modes of multiple beams in SAR has been done, and the influence of the troubles has been researched.

And as a result of this work the following derivations have been done:

- if we have had a time imbalance between orthogonal waveforms, the spurious spectrum component increases due to both rising of time imbalance, and rising of central frequency of chirp signal;
- if we have had a phase imbalance between orthogonal waveforms, the spurious spectrum component depends on value of phase mismatch only;
- the permissible mismatch of orthogonal waveforms have been solved, and also, the method and location of correction have been solved too.

Оценка стойкости цифровой аппаратуры космического базирования на базе ПЛИС к воздействию радиации

Муллов К.Д.
МАИ, г. Москва

Существенное уменьшение объемов выпуска радиационно-стойкой компонентной базы и сокращение на рынке числа фирм-производителей таковой

продукции привело к применению в космических аппаратах ПЛИС уровня качества Industrial. Основная причина заключается в том, что цена данной продукции на 1–2 порядка ниже, чем радиационно-стойкой. Также, из-за несовершенства отечественной элементной базы российские разработчики вынуждены применять ПЛИС иностранного производства.

Целью данной работы является оценка стойкости микросхем ПЛИС уровня качества Industrial к воздействию радиации по одиночным эффектам путём проведения испытаний.

Оценка стойкости микросхем к воздействию факторов космического пространства проводилась посредством проведения испытаний на моделирующих и имитирующих установках. Объектом оценки стойкости являлась микросхема ПЛИС фирмы Xilinx XC6VSX315T-2FF1759 в исполнении Industrial.

В ходе испытаний регистрировались следующие одиночные эффекты:

- Тиристорный эффект (ТЭ) – скачкообразное увеличение, функциональный отказ или сбой, устранимые выключением и включением питания микросхемы.

- Катастрофический отказ (КО) – необратимое изменение параметров микросхемы или функциональный отказ, не восстанавливаемый после выключения и включения питания.

- Одиночный сбой (ОС) – потеря информации вследствие инверсии информации в ячейках памяти.

В ходе работы были разработаны условия и состав испытаний, последовательность проведения испытаний, а также методики контроля работоспособности микросхем при испытаниях.

В результате работы были получены данные, на основании которых были рассчитаны максимальная и средняя частота возникновения одиночных эффектов.

Максимальная частота КО составила $2 \cdot 10^{-9}$ 1/с, средняя – $3 \cdot 10^{-8}$ 1/сутки.

Для ТЭ эти значения составляют $8 \cdot 10^{-4}$ 1/с и $8 \cdot 10^{-4}$ 1/сутки, соответственно.

Максимальная частота ОС составила $2 \cdot 10^{-1}$ 1/с, т.е. 120 ОС за 10 минут. Средняя частота ОС – 10 одиночных сбоев в сутки.

Таким образом, повышение стойкости цифровой аппаратуры к воздействию радиации — одна из основных задач, стоящих перед космической промышленностью. При этом основной угрозой функционирования цифровых устройств являются одиночные сбои, не приводящие к катастрофическому отказу.

Estimation of resistance of space FPGA-based digital equipment to radiation effect

Mullov K.D.
MAI, Moscow

A significant decrease in production of radiation-resistant component base and a reduction of manufacturers of such products has led to the use in space vehicles FPGA Industrial level of quality. The main reason is that the price of these products 1-2 times lowers than the radiation-resistant. Also, because of imperfections in the domestic element base Russian developers are forced to use FPGA foreign production.

The purpose of this paper is estimation of the stability of the Industrial quality level FPGA to the effects of radiation on the single effects by testing.

This estimation was conducted by testing on simulators and simulating facilities. The object of estimation was Xilinx FPGA – XC6VSX315T-2FF1759 Industrial.

During the tests following single effects were recorded:

- Thyristor effect (TE) – an abrupt increase, functional failure or malfunction eliminated by switching off and on the power of FPGA.
- Catastrophic failure (CF) – irreversible change circuit parameters or functional failure, not restored after a power cycle.
- Single failure (SF) – the loss of information due to the inversion of information in memory cells.

In the course of the working conditions and the composition of the test, the test sequences, as well as performance monitoring methods chips under test have been developed.

As a result the data, based on which the maximum and average frequency of occurrence of single effects were calculated, was obtained.

The maximum frequency of catastrophic failure was $2 \cdot 10^{-9}$ 1/s, average – $3 \cdot 10^{-8}$ 1/day.

For the thyristor effect values are $8 \cdot 10^{-4}$ 1/s and $1.8 \cdot 10^{-4}$ 1/day, respectively.

Maximum frequency of single failure was $2 \cdot 10^{-1}$ 1/s, i.e. 120 SF in 10 minutes. Average operating frequency was 10 single failures per day.

Thus, increasing the radiation resistance of digital systems is one of the main challenges facing the aerospace industry. At the same time the main threat to the functioning of digital devices are single failures, which do not lead to catastrophic failure.

Технико-экономическое обоснование возможности перевода серийно-выпускаемого БРЭО на ТЭС с применением АЛП

Смердов Д.Е., Чмыхов А.В., Никашов И.В.
РПКБ, г. Раменское

В настоящее время одной из важнейших задач при управлении эксплуатацией авиационной техники военного назначения (АТ ВН) является соблюдение баланса между стоимостью эксплуатации и поддержания уровня ЭТХ заданного в ТЗ. За рубежом данные задачи решаются в рамках технологии анализа логистической поддержки (АЛП) для выбора наиболее рациональной модели эксплуатации с последующим заданием требований к системе ТОиР в ТЗ на ОКР. В данный момент выделяется две основные модели эксплуатации ТЭР и ТЭС.

При ТЭР выполняется капитальный ремонт с заменой ресурсоограниченных ЭРИ вне зависимости от их технического состояния, при ТЭС при контрольно-восстановительных работах (Ковр) заменяются только РОЭ достигшие предельного состояния (предотказное состояние или отказ). Требования к установлению АТ ВН и ее КИ ТЭС определены в выпуске №7301. Требования к проведению АЛП заданы в зарубежных стандартах DEF STAN 0060, 53393.

На базе данных нормативных документов на практическом примере нами проводится работа по переводу на ТЭС изделия 930 и его КИ.

Методически процесс перевода на ТЭС состоит из следующих этапов:

1. Анализ требований действующей КД к системе ТОиР;
2. Анализ отказобезопасности. Определение возможности перевода на ТЭС.

3. Анализ показателей надежности (долговечности, безотказности) БРЭО и его КИ. Установление допустимых пределов изменения показателей надёжности при ТЭС;

4. Анализ эксплуатационной и ремонтной технологичности, контролепригодности КИ при переводе на ТЭС. На данном этапе формируется логистическая структура изделия;

5. Установление предельного состояния КИ БРЭО. Определение объема и периодичности КоВР и средств обеспечения ТОиР;

6. Подготовка технико-экономических данных для анализа и внесение их в БД АЛП для двух вариантов эксплуатации. Данная работа выполнялась в следующей последовательности:

6.1. Формирование логистической структуры изделий (формируется на основании действующей КД);

6.2. Внесение данных анализа показателей эксплуатационно-технических характеристик изделий (средняя наработка на отказ/интенсивность отказов, назначенный ресурс (срок службы), среднее время восстановления работоспособного состояния);

6.3. Формирование в БД АЛП перечня работ по ТОиР, их трудоемкости и стоимости, определение квалификации персонала для их выполнения;

6.4. Внесение в БД перечня и стоимости используемой документации, оборудования, материалов, инструмента, ЗИП при ТОиР;

6.5. Расчёт и внесение в БД затрат на освоение капитального ремонта и КоВР.

7. Формирование заключения о возможности перевода на ТЭС КИ БРЭО.

По результатам практического применения данной методики на изделии 930 было получено заключение о снижении затрат на эксплуатацию БРЭО при ТЭС на 20% по сравнению с ТЭР.

В тоже время имеется несколько требующих дополнительного решения вопросов в данной методике, а именно достоверность и источники получения исходных данных, совершенствование модели и инструмента АЛП под требования МО РФ (LSA Suite не в полной мере позволяет провести моделирование процесса эксплуатации).

Feasibility Study of Capability of Transferring Commercial Avionics to Operation on State by the Use of Analysis of Logistics Support

Smerdov D.E., Chmykhov A.V., Nikashov I.V.
RDC, Ramenskoe

Nowadays one of the most important tasks when operating airborne military equipment (AME) is observance of balance between operations costs and maintenance of performance characteristics specified in requirements specification. In foreign countries these tasks are solved in the framework of analysis of logistics support (LSA) technology in order to select the most efficient operation model with further setting of requirements for maintenance and repair system (MRS) in requirements specification for research and development work (R&D). Currently there are two principal models of operation on resource (OoR) and operation on state (OoS).

Overhaul repair with replacement of resource limited of radioelements not depending on their technical is carried out by OoR; only resource limited elements which reached the limiting state (before failure state or failure) are replaced by OoS by check and

recovery repair (CRR). Requirements for establishment of OoS for AME and its components are defined in issue No.7301. Requirements for carrying out of LSA are specified in foreign standards DEF STAN 0060, 53393.

We carry out works on transferring integrated system 930 and its units to OoS on a practical example on the basis of normative documents.

From methodological point of view the process of transferring to OoS consists of the following stages:

1. Analysis of requirements for current DD of MRS;
2. Analysis of fail safety. Estimation of possibility of transferring to OoS.
3. Analysis of reliability parameters (endurance, infallibility) of avionics and its components. Setting of admissible range of reliability parameter by OoS;
4. Analysis of serviceability, maintainability and testability of components when transferring to OoS. Logistics composition of component is formed at this stage;
5. Establishment of limiting state of avionics components. Estimation of volume and periodicity of CRR and MRS aids.
6. Preparation of feasibility data for analysis and addition of them to LSA DB for two variants of operation. This study has been carried out in the following order:
 - 6.1. Creation of logistics structure of components (created on the bases of current DD);
 - 6.2. Addition of analysis data on performance characteristics of units (mean time between failures/ failure rate, specified service life (life time), mean time of serviceability recovery);
 - 6.3. Creation of list of MRS works, their labour-intensiveness and cost, estimation of personal skills for carrying out these works in LSA DB;
 - 6.4. Addition of list and cost of used documentation, equipment, materials, tools, SPTA by MRS into DB MRS.
 - 6.5. Calculation and addition to DB of expense on development of overhaul repair and CRR.
7. Working out of conclusion on capability of transferring of avionics components to OoS.

On the results of practical use of this method for integrated system 930, there has been obtained a conclusion on cost reduction with regard to operation of avionics by OoS by 20% in comparison with OoR.

At the same time there are several additional issues in this method which should be solved such as validity and source of received initial data, improvement of ASL model and tools for requirements of the MoD of Russia (LSA Suite does not allow for carrying out an operation simulation in full scale).

Удаленный доступ к USB-устройствам

НИКИТИН С.А.
МАИ, г. Москва

Современные тенденции обеспечения защиты информации таковы, что для внешних информационных угроз выбор аппаратных и программных решений довольно разнообразен. Но, в тоже время, остается вопрос внутренней безопасности, уязвимостью которой, в частности, является подключение USB-устройств к компьютерам и серверам напрямую. Это может привести к несанкционированному доступу, утечке или потере важной информации,

распространению вирусов. Кроме того, часто возникает необходимость использовать одно устройство (например, ключ доступа к банку) различными людьми, что приводит к сложностям в организации рабочего процесса.

Решить указанную проблему может управляемое устройство удаленного доступа, имеющее USB-порты, которые можно подключать как локальные к любому компьютеру, имеющему соответствующие разрешения [1]. Таким устройством является управляемый USB-хаб, который с помощью локальной сети (LAN-Ethernet) позволяет удаленно выполнять подключение и отключение USB-устройств к компьютеру. Он представляет собой USB-разветвитель с возможностью индивидуального управления питанием каждого порта, с возможностью организации VPN подключения. Таким образом, возможно установить устройство на площадку с ограниченным доступом и организовать санкционированный доступ к нему определенного круга лиц. При этом пользователь запускает программу, устанавливающую VPN-соединение и монтирующую удаленное устройство как локальное. В дальнейшем работа происходит как с локальным USB-устройством.

Коммутатор, имеющий 8 USB-портов, реализован на трех микросхемах FE1.1 и четырех MIC2026. Возможно масштабирование до практически любого количества портов. Для управления тестовым устройством использовался микрокомпьютер Raspberry PI с установленной ОС Archlinux ARM со стандартным usbip. Клиентские компьютеры под управлением Windows подключались, используя USB IP-клиент.

Проведенное тестирование показало работоспособность решения, для создания полноценного автономного устройства требуется разработка управляющего компьютера, источника питания и корпуса (либо адаптация существующих).

Список литературы:

USB/IP Project. URI: <http://usbip.sourceforge.net/>, дата доступа 29.09.2016

USB Devices Remote Access

Nikitin S.A.

MAI, Moscow

According to the modern tendencies of information security, there are various means to stay protected from external informational threats: both soft- and hardware ones. Still, there is a problem of inherent security, for instance a direct plugging USB devices in the computers and servers, that is considered to be a weakness. This may lead to an unauthorized access, leaks and losses of important information, viruses' spread. Moreover sometimes there is a necessity of using one device (for example, an access key for the bank) by various people that complicates the work process organization.

The matter can be solved by using a controlled device of remote access which has USB ports and can be connected to any computer having the access as a local one. The device is a USB hub which allows us to connect the USB device to the computer or disconnect it remotely by means of LAN-Ethernet. It is a splitter with the possibilities of every port's separate power control and the establishment of VPN connection. Thus, one can install the device as a platform with limited access and set up an authorized access for a certain number of people only. A user opens a program establishing a VPN connection and mounting the remote device as a local one. Further, the process goes on as if like working with a local USB device.

A commutator with 8 USB ports is built on 3 microcircuits FE1.1 and 4 of MIC2026. Practically there is a way for its customization for an unlimited number of ports. The test device was operated by microcomputer Raspberry PI working on Archlinux ARM OS with a regular usbip. Other computers working on Windows OS were connected by a usbip client.

The test proved the working efficiency of the solution. The absolutely independent device production requires the development of administrative computer, power source and housing (the adaptation of already existed ones is also possible)

Literature Used: USB/IP Project. URI: <http://usbip.sourceforge.net/>, access date 09.29.2016

Использование современных Digital Input/Output PCIe плат для реализации высокоточных измерений и аналогово-цифровой передачи данных

Орлов Н.Ю.

МАИ, г. Москва

Целью данной работы являлось достижение высокоточных измерений и передачи аналоговых и цифровых данных посредством персонального компьютера с использованием специализированной DIOPCIe платы.

Идея использования персонального компьютера в качестве прибора измерения и прибора передачи данных актуализирована следующими предпосылками:

- Требование к построению измерительной системы или системы передачи данных с высоким уровнем автоматизации;
- Значительная стоимость реальных измерительных приборов и приборов для передачи данных;
- Существенная экономия времени.

Для создания виртуального инструмента, интегрирующего все необходимые функции необходим персональный компьютер и плата сбора данных – DAQ (плата передачи данных – DIO). Преимущества такого виртуального инструмента:

- Высокая гибкость и универсальность, способность адаптироваться к поставленной задаче;
- Быстрая готовность данных к последующим вычислениям;
- Широкие возможности по использованию с различными программными продуктами;
- Возможность увеличения вычислительной мощности путем модернизации используемого компьютера;
- Простая комбинируемость различных аппаратных средств;
- Приемлемое соотношение цены и производительности вкупе с универсальностью.

Выбор конкретной DAQDIO платы зависит от требуемых от данной платы технических параметров, таких как:

- Количество и тип каналов связи
- Разрядность АЦП
- Частота опроса

Результатом данной работы является наглядный пример использования конкретной DIOPCIe платы ADLinkPCIe-7350 в среде разработки LabView в

качестве высокоточного измерительного прибора или в качестве приемника-передатчика цифровых и аналоговых сигналов.

The use of modern Digital Input/Output PCIe boards for the implementation of high-precision measurements and analog-digital data transfer

Orlov N.U.
MAI, Moscow

The aim of this work was to achieve high-precision measurement and transmission of analog and digital data via a PC using specialized DIO PCIe card.

The idea of using a PC as a measuring device and data transmission device actualized by the following prerequisites:

- The requirement to build a measurement system or data transmission system with a high level of automation;
- Much of the cost of real measuring instruments and devices for data transfer;
- Substantial time savings.

To create a virtual tool that integrates all the necessary functions required personal computer and data acquisition board – DAQ (data transfer board – DIO). The advantages of this virtual instrument:

- High flexibility and versatility, the ability to adapt to the task at hand;
- Opportunities for the use of various software products;
- Possibility of increasing the processing power by upgrading the computer being used;
- Simple combinability of different hardware;
- Reasonable price and performance, coupled with versatility.

The choice of DAQ DIO card depends on the card required technical parameters, such as:

- The number and type of communication channels
- Bit of CPU
- Sampling frequency

The result of this work is a clear example of the use of a particular DIO PCIe card ADLink PCIe-7350 in LabView development environment as a high-precision measuring device or as a receiver-transmitter of digital and analog signals.

Малогобаритный запреградный радиолокатор

Охотников Д.А., Пащенко А.А.
МАИ, г. Москва

Целью данной работы являлось создание устройства, предназначенного для повышения безопасности бойцов спецподразделений при проведении контртеррористических операций и для быстрого поиска пострадавших людей под завалами при ликвидации последствий природных и техногенных катастроф.

Разработанный радиолокатор позволяет обнаруживать живых людей за оптически непрозрачными преградами: в дыму, за стенами из различных материалов, под развалинами зданий и сооружений на расстоянии до 10 метров.

Радиолокатор производит обнаружение как движущегося человека, так и неподвижного по его дыханию. Информация о дальности до обнаруженных объектов отображается на ЖК-дисплее.

Принцип работы радиолокатора основан на обработке отраженного от объекта сигнала. Отраженный сигнал проходит через корреляционную схему и с помощью АЦП оцифровывается для дальнейшей программной обработки. Программное обеспечение позволяет по заданным алгоритмам обработать полученный сигнал и вывести результат обработки на дисплей радиолокатора.

На заключительном этапе разработки был проведен ряд экспериментов, демонстрирующий правильность работы аппаратного и программного обеспечения радиолокатора. В радиолокаторе предусмотрены 2 режима отображения результирующей информации на дисплее:

- для обнаружения слабодвижущегося человека или одновременного выявления нескольких человек на разных дальностях, а также построения траектории движения человека используется режим «1.5D»;
- для быстрого обнаружения движущегося человека используются режим «Гистограмма».

Результатом выполненной работы является рабочий прототип радиолокатора, а так же документация и программное обеспечение.

Compact barrier radar

Okhotnikov D.A., Paschenko A.A.

MAI, Moscow

The aim of this work was to create a device designed to improve the safety of fighters special forces during anti-terrorist operations and to quickly locate the affected people under the rubble in the aftermath of natural and man-made disasters.

Designed radar can detect live people for optically opaque obstacles: the smoke, behind the walls of various materials under the ruins of buildings and structures up to 10 meters. Radar detection produces a moving person, and the still on his breath. Information about the distance to the detected object is displayed on the LCD.

The principle of operation is based on processing the radar signal reflected from the object. The reflected signal passes through the correlation circuit, and digitized by the ADC program for further processing. The software allows us to specify the algorithms to process the received signal and output the result of the processing on the radar display.

At the final stage of development, a series of experiments demonstrating the correct operation of the hardware and software of the radar. The radar provides two display modes of the resulting information is displayed:

for the detection of slow-moving person or simultaneous detection of several people at different distances, as well as the construction of the trajectory of human motion using “1.5D” mode;

“Histogram” mode is used to quickly detect a moving person.

The result of the work performed is a working prototype of the radar, as well as documentation and software.

Применение технологии RFID в системах интегрированной логистической поддержки авиационной техники

Интегрированная логистическая поддержка жизненного цикла изделий (ИЛП, Integrated Logistic Support) является важнейшей составной частью CALS-технологий. Системы ИЛП направлены на повышение эффективности эксплуатации сложной техники.

Системы ИЛП авиационной техники (ИЛП АТ) решают задачи обеспечения парка авиакомпаний запчастями, контроля технического состояния и уровня надежности авиационной техники, оперативное восстановление исправности воздушных судов (ВС), снижение эксплуатационных и ремонтных затрат и др.

В докладе обсуждаются возможности и перспективы применения RFID-технологий в ИЛП АТ. Радиочастотная идентификация (RFID – Radio Frequency Identification) – способ автоматической идентификации объектов, в котором посредством радиосигналов считывается или записывается как идентификационная, так и пользовательская информация. Данные записываются и хранятся в так называемых транспондерах, или RFID-метках, в которых встроены антенна, приемник и передатчик.

Наряду с RFID-метками в состав RFID-системы также входят еще два компонента: RFID-считыватель (приемник/передатчик), предназначенный для чтения информации с любых RFID-меток, и RFID антенна, осуществляющая радиосвязь считывателя с RFID-меткой.

Основные преимущества RFID-технологии:

- 1) не требуется прямая видимость радиочастотной метки;
- 2) высокая скорость чтения меток и возможность одновременного чтения большого количества меток;
- 3) возможность изменения информации в метках класса Read/Write;
- 4) долговечность – для операций Read-Only срок жизни метки практически неограничен;
- 5) высокая степень безопасности за счет применения уникального идентификатора метки и шифрования записываемых в нее данных.

Контроль за перемещением объекта заключается в чтении данных метки в зонах регистрации. Информация из считывателя передается в информационно-аналитическую подсистему системы ИЛП АТ.

В докладе обсуждаются вопросы применения RFID-технологии в задачах контроля использования комплектующих изделий ВС, ресурсов, сроков эксплуатации и хранения авиационной техники, управление техническим обслуживанием и ремонтом, управление материально-техническим обеспечением.

Applying of RFID Technology in the “integrated logistic support system” (ILS) of Aviation Equipment & Parts

Rashidi A.H.
MAI, Moscow

Integrated logistics support system (ILS) of product life cycle of is an important component part of CALS Technologies. ILS systems aimed at increasing the efficiency of the complex equipment operation.

ILS systems of Aviation equipment (ILS of AE) solve the problems of spares backing the Airline parks, control of technical condition aviation equipment, rapid restoration of serviceability of aircrafts (AC), Decreasing the operating and Maintenance - costs, etc.

The paper discusses the opportunities and perspectives of the use of RFID-Technologies in ILS of AE. Radio frequency identification (RFID) is a method for automatically identifying the objects, in which by means of radio signals is read or written both the identification and user information. Data is Recorded and stored in the so-called transponders, or RFID-Tag, in which are embedded antenna, a Receiver and a Transmitter.

Along with RFID-Tag in the RFID system also are included two components: RFID-Reader (receiver/transmitter), designed for reading information from any RFID-Tag and RFID-Antenna, carrying out radio communication of reader with the RFID-Tag.

The main advantages of RFID-Technologies are:

- 1) not requiring line of sight of Radio Frequency Identification;
- 2) high-speed of label reading and the ability of simultaneously reading a large number of Tag;
- 3) the possibility of changing the information in Tag of Read/Write class;
- 4) long life – life time of tag is almost unlimited for the Read-Only operations;
- 5) the importance of high level security's in the system is related to the use of a unique Tag identifier & encryption of data recorded there in.

Control on the movement of the object is in the Reading of the Tag data in the areas of registration. Information is transferred from the Reader to the information-analytical subsystem of the ILS-AE system.

The paper discusses the issues of the use of RFID-Technologies to control the use of AC accessories, resources, term of operation and storage of Aviation Equipment, Management of Maintenance & Repair, Control on material logistics.

Экспериментальные исследования и анализ факторов, влияющих на интенсивность электрохимической миграции в авионике

Сокольский А.М.

МАИ, г. Москва

Причин выхода из строя бортовой аппаратуры летательных аппаратов великое множество, и все они могут привести к довольно печальным последствиям. Одна из наименее изученных причин – это явление электрохимической миграции в авионике.

Явление электрохимической миграции заключается в том, что при появлении разности потенциалов между расположенными близко друг к другу проводниками и наличии токопроводящей среды (электролита) начнется рост проводящих нитей – дендритов. Результатом электрохимической миграции является короткое замыкание, которое может сопровождаться перегревом аппаратуры, что, в дальнейшем, может привести к возгоранию на борту летательного аппарата.

Наличие этих факторов необходимо для того, чтобы начался процесс электрохимической миграции:

- наличие пары расположенных рядом проводников;
- наличие разности потенциалов между проводниками;
- наличие жидкого токопроводящего слоя между проводниками.

Для выявления факторов, увеличивающих интенсивность электрохимической миграции, был проведен ряд экспериментальных исследований в климатической камере с имитацией условий полета летательного аппарата.

Основываясь на полученных результатах можно сделать вывод, что интенсивность зависит от нескольких факторов:

1. температура внешней среды;
2. загрязненность поверхности;
3. разность потенциалов (напряжение) между проводниками.

Имитационное моделирование эффекта нормали в антенных решетках с частотным сканированием

Сучков А.В.
МАИ, г. Москва

Антенные решетки с частотным сканированием (АРЧС), широко применяемые в радиолокационных системах обзора воздушного пространства и управления воздушным движением, в большинстве случаев представляют собой плоскую решетку линейных излучателей, соединенных с многоканальным делителем мощности (ДМ) бегущей волны, построенном на основе ответвителей, которые последовательно включены в линию задержки (ЛЗ) синусоидальной конфигурации. Известно, что недостатком таких антенн является резкое увеличение коэффициента стоячей волны по напряжению (КСВН) на входе ДМ на частоте, соответствующей формированию луча диаграммы направленности (ДН) в направлении нормали к излучающей апертуре, в результате синфазного сложения большого количества даже малых по величине отражений от периодических неоднородностей-изгибов ЛЗ и ответвителей. Это явление, приводящее к значительной потере коэффициента усиления и неприемлемым искажениям формы ДН, в литературе имеет название «эффект нормали». В настоящее время наибольшее распространение получил способ устранения эффекта нормали, основанный на смещении на целое нечетное число четвертей длины волны в ЛЗ всех четных периодических неоднородностей относительно нечетных.

В работе представлены результаты имитационного моделирования на основе алгоритма, реализованного в среде MathCAD и предназначенного для оценки частотной характеристики КСВН на входе ДМ АРЧС при известном уровне отражений от периодических неоднородностей с учетом формируемого в плоскости частотного сканирования амплитудно-фазового распределения (АФР). В процессе моделирования выявлено, что при осуществлении широкоугольного сканирования лучом ДН в относительной полосе частот более нескольких процентов, недостатком известного способа устранения эффекта нормали является возникновение данного эффекта в области нижних и верхних частот рабочего диапазона. Предложен новый способ, направленный на полное преодоление эффекта нормали, который основан на итерационном процессе поиска электрических длин линий, включенных между элементами связи ответвителей и изгибами ЛЗ. Критерием сходимости процесса является достижение минимального значения КСВН на входе ДМ в рабочем диапазоне частот при заданном уровне отражений от неоднородностей. Анализируется целесообразность перехода от последовательной схемы построения ДМ к последовательно-параллельной при широкоугольном сканировании в

относительной полосе частот более 4%. Практический результат проведенных исследований заключается в возможности полного устранения эффекта нормали в АРЧС и, соответственно, расширения их рабочего диапазона частот и сектора сканирования без снижения требований к коэффициенту усиления.

Simulation of broadside impact in frequency-scan array antennas

Suchkov A. V.

MAI, Moscow

Frequency-scan array antennas (FSAA) are widely used in airspace surveillance radars and air traffic control systems. In most cases these antennas, implemented as planar equidistant array of linear emitters connected to the traveling wave multichannel power divider (PD). PD is based on couplers, which have the series connection with sinuous delay line (DL). It is well known that sharp increasing of PD input voltage standing-wave ratio (VSWR) on the frequency corresponding to beam forming near broadside is a significant disadvantage of such antennas. The reason for this is the in-phase addition of large quantity of even low reflections from periodic discontinuities: couplers and DL bends. This effect, which leads to a significant gain reduction and unacceptable distortions of directional pattern, in technical literature called as "broadside impact". Currently, to eliminate the broadside impact, the method, based on integer odd number of quarter-wavelength in DL shift between all of even and odd discontinuities were proposed.

This paper presents the simulation results obtained using the algorithm, implemented in MathCAD application software environment. The algorithm is designed for FSAA PD input VSWR evaluation at a certain reflection level from periodic discontinuities and amplitude-phase distribution (APD) forming in frequency-scanplane. During the simulation it has been established that the aforementioned elimination method have a disadvantage-appearance of broadside impact in the lower and upper operating frequency range when wide-angle scanning with pattern at a relative bandwidth of more than a few percentis implemented. Therefore, the new method, which designed for complete elimination of broadside impact, is proposed. It is based on automated iterative search procedure of lines electrical lengths connected between the couplers and DL bends. The iterative search procedure convergence condition is defined by PD input VSWR lowest possible value, which achieved in operating frequency range at a certain reflection level from discontinuities. Reasonability of transition from PD series circuit to series-parallel circuit with wide-angle scanning implementation in a relative bandwidth of more than 4% is analyzed. Thus, the main practical result of research concludes in FSAA broadside impact complete elimination possibility and, respectively, operating frequency range and scanning sector expansion without reducing the antenna gain requirements.

Схмотехнические решения, направленные на повышение надежности передающего устройства бортовой РЛС

Липципин В.П., Тинаев В.В., Метелкин В.Н.

ГРПЗ, г. Рязань

С целью обеспечения требований по ширине полосы рабочих частот и массогабаритным показателям в качестве усилительных приборов передающих

устройств бортовых радиолокационных станций (РЛС) часто используются лампы бегущей волны (ЛБВ), а для получения заданной средней выходной мощности – цепочки из нескольких таких приборов (комплекты ЛБВ).

Анализ условий применения и схемотехнических решений, используемых в передающем устройстве, показывает, что обеспечению режимов работы его усилительного прибора – комплекта ЛБВ, требуется уделить повышенное внимание. На этапе проектирования передающего устройства предпринимаются все необходимые меры для обеспечения стабильности режимов (питающих и управляющих напряжений) комплекта ЛБВ, в том числе, разрабатываются требуемые схемы защиты. Тем не менее, опыт, полученный при отработке на заводе-изготовителе и в эксплуатации, говорит о необходимости внедрения в передающее устройство дополнительных схемотехнических решений, направленных на повышение его надежности.

В рамках выполнения указанной задачи были разработаны:

1) схема защиты, предотвращающая работу передающего устройства при возникновении аварийной ситуации в силовой трехфазной цепи электропитания ~200В 400Гц (небалансе напряжений более 4В);

2) схема защиты при превышении допустимых значений длительности – 512мкс и скважности – 4 импульса запуска передающего устройства;

Схемотехнические решения указанных защит, результаты моделирования в среде *Micro-Cap* и практической реализации представлены в докладе.

Schemes, directed to increase reliability of radar transmitter

Lishchishin V.P., Tinaev V.V., Metelkin V.N.

GRPZ, Ryazan

Travelling wave tubes (TWT) are often applied as amplifiers in radar transmitters to provide requirements of operating frequency band, weight and size, and sets of several devices (TWT sets) are used in order to reach specified average output power.

The analysis of conditions of use and circuit solutions, applied in transmitter, shows that it is necessary to pay attention to amplifying device (TWT set) mode. All necessary measures, including design of required protection schemes, are taken on the design stage to provide regime stability (supply and control voltage) of TWT set. However, an experience, obtained during production on the manufacturing plant and in the exploitation, tells about necessity of additional circuit solutions, directed to increase its reliability.

Within execution of specified problem were designed:

1) protection scheme, that block the transmitter in the event of emergency situation of three-phase power circuit ~200V 400Hz (voltage imbalance more than 4V);

2) scheme, protecting against over range of duration value – 512us and duty cycle value – 4 transmitter trigger pulses;

Specified protection schemes, Micro-Cap modeling results and practical results are presented in a report.

Разработка и конструирование четырехканального приемопередающего модуля активной фазированной антенной решетки

Туркичева С.В.
МАИ, г. Москва

Станции нового поколения предназначены, прежде всего, для работы в составе мобильных зенитно-ракетных систем, нового поколения, способных одновременно обнаруживать и сопровождать большое количество как воздушных (в том числе низколетящих и малоразмерных), так и космических целей на восходящих и нисходящих участках баллистических траекторий и даже целей, находящихся на низких (до 300 км) орбитах. Дальность действия станций нового поколения увеличивается по сравнению с существующими на 150-200 км, повышается качество распознавания объектов, устойчива к воздействию помех.

Повышенные тактико-технические требования по дальности действия обеспечиваются значительным увеличением мощности излучаемого сигнала, а требования по точности и качеству распознавания целей – повышением рабочей частоты станций и расширением полосы излучаемого и принимаемого сигнала.

Требование по одновременному сопровождению большого числа целей обеспечивается применением в качестве антенного устройства локационной станции активной фазированной антенной решетки (АФАР). При разработке антенн локационных станций коммерческого и военного назначения на основе АФАР постоянно ужесточаются требования, предъявляемые к их эффективности и экономичности. Характеристики АФАР принципиально определяются электрическими параметрами, конструктивным исполнением, степенью интеграции приёмо-передающих каналов. Приёмо-передающий канал, интегрированный в состав многоканального приёмо-передающего модуля (ППМ), является основным элементом АФАР.

Актуальной проблемой на данный момент является обеспечение необходимого теплового режима из-за высокой плотности упаковки электронных компонентов внутри приемопередающих модулей. К примеру, расстояние между излучателями решетки на частоте 10 ГГц (X-диапазон) составляет около 20 мм. Сложность проблемы отвода тепла усугубляется жесткими эксплуатационными требованиями. Наиболее перспективными мощными полупроводниковыми СВЧ-приборами в S-диапазоне являются GaAs-транзисторы (GaAs – арсенид галлия), позволяющие, в сравнении с транзисторами из других полупроводниковых материалов, достичь большую плотность мощности и высокий коэффициент полезного действия приборов. Согласно типовым техническим требованиям, антенное устройство должно функционировать при температуре окружающей среды от -60 °С до +50 °С. Температура кристалла твердотельного усилителя для обеспечения его долговременной работы не должна превысить +80 °С (для GaAs), поскольку при более высокой температуре существенно снижаются показатели его надежности.

С увеличением рабочей частоты до 30...34 ГГц (Ka-диапазон) расстояние между излучающими элементами уменьшается до 5...6 мм.

В связи с этим разработана эффективная конструкция системы охлаждения и конструкция приемопередающего модуля ППМ АФАР.

Литература

1. Дульнев Г.Н., Семьякин Э.М. Теплообмен в радиоэлектронных аппаратах. Л.: Энергия., 1968. 1-354
2. Кутателадзе С.С. Теплопередача и гидродинамическое сопротивление. М.: Энергоатомиздат., 1990. 1-367

Development and design of four-channel transceiver module of active phased antenna array

Turkicheva S.V.
MAI, Moscow

The station is designed primarily for operation in the mobile anti-aircraft missile systems of new generation, able to simultaneously detect and track a large number of both air (including low-flying and small), and space targets in ascending and descending sections of ballistic trajectories, and even targets at low (300 km) orbit. The range of new generation stations increases compared to existing 150-200 km, and improved recognition of objects, which is resistant to interference.

Increased performance requirements on the range provided a significant increase in power output and requirements on quality and accuracy of target recognition by increasing the working frequency of the stations and the expansion of the strip radiated and received signal.

The requirement for simultaneous support of a large number of objectives is achieved by using as the antenna location station hazirami active antenna (APAA). When developing antennas, radar stations, commercial and military purposes on the basis of the AFAR expanding the requirements for their effectiveness and efficiency. The characteristics of the AFAR principally determined by the electrical parameters, design, degree of integration of the receiving and transmitting channels. A receiving-transmitting channel is integrated into the multi-channel transceiver module (PPM) is a key element AFAR.

The actual problem at the moment is providing the necessary thermal regime due to the high packing density of electronic components within the transceiver modules. For example, the distance between the emitters of the lattice at a frequency of 10 GHz (X-band) is about 20 mm. the complexity of the problem of heat dissipation is compounded by the rigid operational requirements. The most promising power semiconductor microwave devices in S-band are GaAs transistors (GaAs – gallium arsenide), which allows, in comparison with transistors of other semiconductor materials, to achieve greater power density and high efficiency appliances. In accordance with standard technical requirements, the antenna device must operate at ambient temperatures from -60 °C to +50 °C. The temperature of the crystal solid-state amplifier to ensure its long-term operation must not exceed +80 °C (for GaAs), since at higher temperatures significantly reduced the rates of its reliability.

With increasing operating frequency up to 30...34 GHz (Ka-band) the distance between radiating elements is reduced to 5...6 mm.

In this regard, an efficient cooling system design and construction transceiver module MRP AFAR.

Literature

- Dul'nev G. N., Semashkin E. M. Heat transfer in electronic devices. L.: Energy, 1968. 1-354
- Kutateladze S. S. Heat transfer and hydrodynamic resistance. M.: Energoatomizdat., 1990. 1-367

Методика проектирования ПП с учетом ограничений по допуску

Дембицкий Н.Л., Фам Вьет Ань, ЗьюнГ Дьк Ха

МАИ, г. Москва

Целью работы является повышение надежности изготовленных узлов РЭА с учетом конструктивных и технологических погрешностей ПП.

В работе разработана методика проектирования ПП, дополняющая существующий подход к верификации конструкции расчетом вероятности нарушения производственных допусков на волновое сопротивление печатных проводников, что позволяет при проектировании быстродействующих цифровых устройств учитывать возможности производства изделия с заданным уровнем надежности.

В разработанной методике проектирования запуску спроектированного узла в производство предшествует контроль качества и надежности ПП по конструктивно-технологическим параметрам межсоединений с учетом возможностей выбранной технологии. Такой подход позволяет уменьшить вероятность появления отказов устройств после сборки из-за отклонения волнового сопротивления проводников от расчетных значений, благодаря чему:

- снижается риск появления в партии ПП некачественных образцов,
- уменьшаются затраты на дорогостоящий контроль параметров сигнальных проводников ПП в процессе производства,
- возрастает уровень надежности выпускаемых ПП.

Methods of designing PCB with the restrictions on admission

Dembitsky N.L., Pham Viet Anh, Duong Duc Ha
MAI, Moscow

The aim is to improve the reliability of manufactured units REA based design and process errors PCB.

The paper developed a method of designing the PCB, complementing the existing approach to the verification of design calculations outage probability manufacturing tolerances on the characteristic impedance of printed conductors, which enables the design of high-speed digital devices to take into account the possibility of manufacturing products with a given level of reliability.

The developed method of designing the launch site designed to precede production quality and reliability control for PCB design-technological parameters of interconnection, taking into account features of the chosen technology. This reduces the likelihood of device failure after assembly due to the wave resistance of conductors deviation from the calculated values, whereby:

- decreases the risk of the party PCB substandard samples
- decrease the cost of the expensive control parameter signal conductors in the PCB manufacturing process,
- increase the level of reliability of the PCB.

Исследование характеристик волноводно-щелевой антенной решетки в антенном измерительно-вычислительном комплексе на базе безэховой камеры

Добычина Е.М., Снастин М.В., Харалгин С.В.
МАИ, г. Москва

Исследования характеристик волноводно-щелевой антенной решетки (ВИЦАР) проводились с целью сравнения результатов её расчета и электродинамического

моделирования с экспериментальными данными, полученными в результате измерений в безэховой камере (БЭК) с помощью установки планарного сканирования.

Измерения характеристик направленности ВЩАР проходили в антенном измерительно-вычислительном комплексе научно-производственного центра радиоинформационной метрологии (НПЦ РИМ) факультета радиоэлектроники ЛА МАИ, путем зондирования электромагнитного поля в ближней зоне антенной решетки с последующим пересчетом в дальнюю зону. Характеристики рассеяния снимались с помощью автоматически управляемого опорно-поворотного устройства в дальней зоне измерительных антенн.

Для построения требуемых зависимостей использовались S-параметры в широком диапазоне частот, полученные с помощью векторного анализатора цепей (ВАЦ). Весь процесс исследований осуществляется в полностью автоматизированном режиме и управляется с рабочего места оператора, оснащенного персональным компьютером (ПК) со специализированным программным обеспечением. Результаты измерений представляют собой амплитудно-фазовые распределения в плоскости сканирования в ближней зоне исследуемой антенны. Пересчет в дальнюю зону производится с помощью разработанных алгоритмов.

В ходе эксперимента подтверждена возможность осуществления абсолютных измерений коэффициента усиления антенной решетки с узкой диаграммой направленности методом отражения от плоского экрана, совпадение результатов электродинамического моделирования с результатами испытаний получено с точностью используемого средства измерений.

Исследования проведены в рамках выполнения в научно-производственном центре радиоинформационной метрологии (НПЦ РИМ) государственного заказа «Обеспечение проведения научных исследований» по теме № П4333-04000, а также в ходе реализации комплексного проекта «Разработка и организация высокотехнологичного производства малогабаритной многорежимной бортовой радиолокационной системы Ku – диапазона волн для оснащения перспективных беспилотных и вертолетных систем» при финансовой поддержке Правительства Российской Федерации (Минобрнауки России).

Research of the slotted waveguide antenna array characteristics at the anechoic chamber based on antenna measuring and computing complex

Dobychina E.M., Snastin M.V., Haralgin S.V.
MAI, Moscow

Slotted waveguide antenna array (SWAA) characteristics research was carried out with aim to comparing its design and electrodynamic simulation results with experimental data, obtained under measurements at the anechoic chamber (AEC) by means of planar scanner.

SWAA radiation pattern measurements were performed at the antenna measuring and computing complex of the Department of Aircraft Radioelectronics Scientific and Production Association “Radio Information Metrology” (NPC RIM) by antenna array electromagnetic near field probing followed by conversion into far field. Radar cross-section measurements were obtained by automatically controlled antenna positioner at the far field corresponding to the measurement antennas.

To derive required dependencies were used S-parameters obtained by vector network analyzer (VNA) at a wide frequency band. The entire research process is carried out in a fully automated manner and controlled from the operator's workplace, equipped with a personal computer (PC) and specialized software. Obtained data are presented as amplitude and phase distribution of the antenna under test near field in a scanning plane. Far field conversion is performed using the developed algorithms.

During the experiment was confirmed the possibility of making absolute gain measurement of the antenna array with narrow beam by reflection method. The matching of electromagnetic simulation and measurement results were obtained with accuracy of the measuring instrument.

The research was conducted in the framework of projects of the government contact «Scientific research providing» No. П4333-04000 and during realization of the complex project «Ku-band miniature multifunctional airborne radar station high-technology development and organization of production for unmanned and helicopter systems equipment» with funds provided by Russian Federation Government (Russian Ministry of Education and Science).

Двухдиапазонная антенная решетка бортовой системы спутниковой связи

Фам Ван Винь, Овчинникова Е.В., Гиголо А.И., Шмачилин П.А.,
Кондратьева С.Г., Овчинникова Е.В.
МАИ, г. Москва

На современном этапе развития бортовых систем спутниковой связи возникает необходимость совершенствования конструкций и улучшения технических характеристик передающих и приемных антенн. Непрерывное увеличение информационной емкости каналов связи также способствует модернизации антенн, применяемых в телекоммуникационных системах. Одним из важнейших требований к антеннам является их компактность, а также небольшие массогабаритные параметры.

Перспективным направлением является применение технологии гальванопластики для изготовления антенных систем. В докладе приводится модель рупорной АР с волноводной распределительной системой, изготовленной с использованием этой технологии.

Двухдиапазонная и двухполяризационная работа антенной системы реализуется при сравнительно плотной схеме размещения излучателей в антенном полотне. Рассматриваемые рупорные излучатели имеют раскрыв сложной формы. В докладе приводятся методики расчета поля излучения рупоров и результаты моделирования.

Применение современных пакетов прикладных программ электродинамического моделирования антенн и устройств СВЧ позволяет существенно сократить этапы проектирования антенных систем, частично исключив, проведение натурных экспериментов на промежуточных этапах. В докладе путем численного электродинамического моделирования были определены характеристики направленности антенной решетки, состоящей из 64 элементов, работающей в Ku – диапазоне. Характеристики направленности рассчитаны с учетом взаимного влияния элементов антенных решеток, работающих в двух диапазонах. В докладе также приводится структура

распределительной системы, показаны конструкции делителей и представлены их частотные характеристики.

Таким образом, в работе показана возможность совмещения двух диапазонов в одной апертуре при допустимом изменении характеристик направленности и частотных характеристик.

Dual-band antenna array of airborne satellite communications systems

Pham Van Vinh, Ovchinnikova E.V., Gigolo A.I., Shmachilin P.A.,

Kondratieva S.G., Ovchinnikova E.V.

MAI, Moscow

At the present stage of development of airborne satellite communication systems, there is a need to improve designs and improve the technical characteristics of transmitting and receiving antennas. Continuous increase in information capacity of communication channels also contributes to the modernization of antennas used in telecommunication systems. One of the most important requirements for antennas is their compactness and small overall dimensions.

A promising direction is the application of electroforming technology to the manufacture of antenna systems. The report provides a horn antenna array model with waveguide distribution system, manufactured using this technology.

The operation of dual-band and two-polarization antenna system implemented with a relatively dense layout of emitters in the antenna aperture. Considered horn radiators have a revealing of complex form. The report provides methods of calculating the radiation fields of the mouthpieces and simulation results.

The use of modern packages of applied programs electrodynamic modeling of antennas and microwave devices significantly reduces the design steps of the antenna system and allowing partially exclude field experiments at intermediate stages. In the work by numerical electrodynamic modeling the directivity characteristics of the antenna array consisting of 64 elements, operating in Ku – band are defined. Directivity characteristics are depend from the mutual influence of antenna array elements working in two operating bands. The report provides the structure of the distribution system. In addition, the constructions of power dividers and their frequency characteristics presented.

Thus, the work shows the possibility of combining the two operating frequency range on the one aperture of antenna array with an acceptable deviation in directional characteristics and frequency characteristics.

Фазовые шумы гибридных синтезаторов частот

Якименко К.А., Докторов А.Н.

МИ ВлГУ, г. Муром

Гибридные синтезаторы частот, основанные на системах фазовой автоподстройки частоты (ФАПЧ) и цифровых вычислительных синтезаторах (ЦВС), имеют ряд достоинств (высокое частотное разрешение, обеспечиваемое ЦВС, и низкий уровень побочных составляющих спектра выходного сигнала, обеспечиваемый ФАПЧ), что позволяет их использовать в современных телекоммуникационных и измерительных системах. Целью данной работы являлось математическое моделирование шумовых характеристик гибридных

синтезаторов частот, а также сравнение полученных моделей с экспериментальными исследованиями.

На первом этапе были разработаны математические модели спектральной плотности мощности (СПМ) фазовых шумов на основе степенных полиномов для двух типов гибридных синтезаторов частот: гибридного синтезатора с ЦВС в качестве тактового генератора системы ФАПЧ и гибридного синтезатора с ЦВС в цепи обратной связи системы ФАПЧ. Данные математические модели позволяют рассчитать СПМ фазовых шумов гибридных синтезаторов для различных тактовых и выходных частот [1]. Кроме того, на данном этапе было проведено схемотехническое и имитационное моделирование гибридных синтезаторов частот на ЭВМ, с помощью которого были рассчитаны необходимые фильтры, а также исследованы переходные и частотные характеристики.

На втором этапе было проведено проектирование и сборка экспериментальных образцов гибридных синтезаторов частот, реализованных на микросхемах и отладочных платах фирмы Analog Devices. Экспериментальные образцы формируют диапазон ультракоротких волн с шагом перестройки составляющим десятые доли Герца. Исследование шумовых характеристик проводилось на современном анализаторе спектра. Результаты экспериментов показали совпадение теоретических математических моделей с экспериментальными данными.

Результатами выполненной работы являются экспериментально подтвержденные математические модели шумовых характеристик гибридных синтезаторов частот, позволяющие на этапе проектирования рассчитать уровень СПМ фазовых шумов.

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта №16-37-00299 мол_а.

Литература:

1) Ромашов В.В., Ромашова Л.В., Храмов К.К., Докторов А.Н., Якименко К.А. Моделирование шумовых характеристик гибридных синтезаторов частот // Радиотехнические и телекоммуникационные системы. 2014, №1. С. 5-20.

Phase noise in hybrid frequency synthesizers

Yakimenko K.A., Doktorov A.N.

MI VSU, Murom

Hybrid frequency synthesizers based on the phase-locked loops (PLL) and direct digital synthesizers (DDS) have many advantages: the high frequency resolution (provided by DDS) and the low level of discrete spectrum components in an output signal (provided by the PLL). These advantages let to use hybrid frequency synthesizers in modern telecommunication and measuring systems. The purpose of this work is mathematical modeling of noise performances of hybrid frequency synthesizers, and comparing of the received models with the experimental studies.

At the first stage mathematical models of the power spectral density (PSD) of phase noise (based on degree polynomials) were developed for two types of hybrid frequency synthesizers: a hybrid synthesizer with the DDS as the clock generator of the PLL system and a hybrid synthesizer with DDS in the feedback of the PLL. These mathematical models allow calculating SDP of phase noises of hybrid synthesizers for different clock and outputting frequencies [1]. Besides, circuitry and simulation models

of hybrid synthesizers of frequencies on a computer were developed at this stage. These models allow to calculate necessary RF filters, and also these ones allow to research transient and frequency responses.

At the second stage the experimental samples of hybrid frequency synthesizers realized on chips and evaluate boards (produced by Analog Devices) were developed. The experimental samples generate the UHF waves with the frequency tuning step equaled the tenth shares of Hertz. The research of noise performances was conducted on the modern spectrum analyzer. Results of experiments showed coincidence of theoretical mathematical models to the experimental data.

Results of this work are the mathematical models of noise performances of hybrid frequency synthesizers confirmed experimentally. These models allow to calculate the level of phase noise at a design stage.

The reported study was funded by RFBR according to the research project No. 16-37-00299 мол_a.

References:

1. Romashov V.V., Romashova L.V., Khramov K.K., Doktorov A.N., Yakimenko K.A. The Noise Performance Simulation of Hybrid Frequency Synthesizers // Radiotekhnicheskie i telekommunikacionnye sistemy. 2014, No. 1. Pp. 5-20.

Оценка радиальной скорости движения летательного аппарата в РЛС с синтезированием апертуры антенны

Ясенцев Д.А.
МАИ, г. Москва

Основной задачей радиолокационных систем с синтезированием апертуры антенны является получения высокдетальных радиолокационных изображений подстилающей поверхности. Данные радиолокационные изображения в дальнейшем используются, в частности, для оценки координат стационарных наземных целей относительно носителя РЛС или каких-либо других объектов (ориентиров). Наличие навигационных ошибок при формировании радиолокационных изображений приведёт к ошибкам определения координат наземных целей, которое проводится на основании анализа радиолокационного изображения.

К подобным навигационным ошибкам, приводящим к смещению отметок целей относительно их истинного положения, является ошибка измерения радиальной составляющей скорости движения носителя. Подобные ошибки порождаются ошибками измерения путевой скорости летательного аппарата и углов ориентации антенны относительно его строительной оси. В современных РСА требования к ошибкам измерения скорости оцениваются в сотые и тысячные доли метра в секунду.

Уменьшение ошибок возможно при высокоточном измерении угловых координат ориентиров и оценки доплеровской частоты отражённого сигнала. Для решения первой задачи при наличии ошибок измерения скорости полёта летательного аппарата целесообразно использовать моноимпульсную антенную систему. Измеряя истинное угловое положение ориентира с помощью моноимпульсного пеленгатора можно оценить, каков сдвиг изображения ориентира на радиолокационном изображении. Этот сдвиг пропорционален

ошибке измерения радиальной скорости полёта носителя РЛС. Оценке эффективности предложенного способа оценки радиальной скорости полёта носителя РЛС и посвящена представленная работа.

Estimation of the radial velocity of the aircraft in radar with synthetic aperture antenna

Yasentsev D.A.

MAI, Moscow

The main task of radar systems with synthetic aperture antenna is a reception of high resolution radar imagery of the underlying surface. These radar images are then used, in particular, to assess the origin of stationary ground targets with respect to the radar carrier or any other objects (benchmarks). Availability of navigational errors during the formation of radar images will lead to error in determining the coordinates of ground targets, which is held on the basis of the analysis of the radar images.

For such a navigation error, leading to a shift marks the purposes of their true position, a measurement error of the radial component of the velocity of movement of the carrier. These errors are generated by errors of measurement of ground speed of the aircraft and the antenna orientation angles relative to its axis of construction. In the current SAR demands for speed measurement errors are estimated to hundredths and thousandths of a meter per second.

Reducing errors is possible with the high-precision measurement of angular coordinates of targets and evaluation of the Doppler frequency of the reflected signal. To solve the first problem in the presence of an aircraft flight velocity measurement error should be used monopulse antenna system. Measuring the true angular position of the reference point by a monopulse direction finder can estimate what the image landmark shift in the radar picture. This shift is proportional to the error of measurement of radial flight speed radar carrier. Evaluating the effectiveness of the proposed method for evaluating the radial flight speed radar carrier and dedicated to the work submitted.

6. Управляющие измерительно- вычислительные системы и комплексы, бортовая электроэнергетика

6. Control Measuring and Computing Systems and Complexes, Onboard Power Generation

Система взлета и посадки перспективного БПЛА

Алексеев А.Н., Никулин А.С., Францишков С.Е.

РПКБ, г. Раменское

Анализ требований к системам автоматического взлета и посадки БПЛА показывает, что необходимо выполнить следующие требования:

- высокий уровень требований к вероятностям выдерживания ограничений приземления в связи с более высокими общими требованиями к безопасности полета;
- необходимо введение в законы стабилизации курсовой зоны и глиссады модулей оценивания курсовых и глиссадных отклонений на основе комплексной обработки информации БИНС, СНС в дифференциальном режиме, радиовысотомера, СВС и измерений ILS.

Для обеспечения устойчивости к одиночному или двойному отказу любого элемента САВП предложены следующие решения:

- вводится контроль элементов САВП, контроль выполнения процесса взлета и посадки, формирование условий готовности информационного обеспечения САВП, на основе которых осуществляется управление режимами, формирование индикации и сигнализации в наземный пункт управления;
- вводится 2-х и 3-х канальная структура средств навигационного обеспечения САВП с функциональным контролем однотипных датчиков.

Для информационного обеспечения управления режимами автоматической посадкой применяются:

- обработка и стабилизация курсовой зоны и глиссады с использованием линейных оценок отклонений (от глиссады и курсовой зоны) и линейных оценок скорости изменения отклонений;
- линейные оценки отклонений и скорости их изменения формируются путем комплексной обработки, с использованием составляющих скорости ЛА и их коррекции по инструментальной информации ILS и СНС;
- оценка высоты полета БПЛА относительно ВПП формируется на основе комплексирования информации измерителей: барометрического, спутникового, радиовысотомера и высоты рельефа местности (ЦКМ) с учетом особенностей профиля ВПП аэродрома;

Способ автоматического управления по траектории и точки приземления обеспечивается:

- управлением БПЛА в продольном канале осуществляется с использованием оценки отклонения высоты полета ЛА относительно опорной

траектории с учетом рельефа ВПП и оценки скорости изменения этого отклонения;

- ограничением вертикальной скорости;
- управлением ЛА в канале угла направления осуществляется с компенсацией угла сноса путем создания угла скольжения;
- ограничением углов крена и тангажа;
- переводом силовой установки в режим «малого газа».

Take off and landing system of the advanced-technology UAV

Alekseev A.N., Nikulin A.S., Frantcishkov S.E.

“Ramenskoe Design Company”, Ramenskoe

Requirement analysis of the UAV automatic takeoff and landing systems (ATLS) shows that the following requirements need to be done:

- a high level of requirements for probabilities of keeping landing restrictions due to higher general requirements for safety flight;
- input into the stabilization rules of the exchange rate band and glide path absolute values of the estimation of the course and glide path deviations based on the complex information processing of the SINS, SNA in differential mode, radio altimeter, SAF and ILS measurements is required.

The following solutions are proposed to ensure the resistance to single or double failure of any element ATLS:

- monitoring of the ATLS elements and takeoff and landing process are introduced, the conditions to ensure ATLS information availability are created, based on which the modes management is proceeding and the displaying and alarming to the ground control station are formed;

- dual- and three-channel structure of the ATLS navigation software with the functional control of the same type sensors is introduced;

For the information support of the automatic landing modes management, the following items are used:

- exchange zone and glide path's proceeding and stabilization using deviation linear estimation (from the glide path and course area) and deviation change rate linear estimations;

- deviation linear estimations and their change rates are formed by complex computing using the aircraft velocity components and their correction by the SNA and ILS instrumental information;

- the UAV flight altitude assessment to the runway is based on aggregation of information gauges: barometric, satellite, radio altimeter and the terrain altitude (MSC), considering features of the aerodrome runway;

The automatic control method of path and touchdown is provided by:

- UAV control in the longitudinal channel which is realized by using the aircraft altitude deviation estimation relative to the reference trajectory based on runway terrain and the deviation change rate estimation;

- vertical speed restriction;
- LA control in the direction angle's channel is performing with drift angle compensation by creating a slip angle;
- roll and pitch angles restriction;

- transferring the power plant in “idle” mode.

**Макет малогабаритного пилотажно-навигационного комплекса
для исследования отказоустойчивых свойств функционального
программного обеспечения интегрированных систем
летательных аппаратов**

Новичков В.М., Андрианов М.М., Капырин Н.И.
МАИ, г. Москва

Задача разработки пилотажно-навигационного комплекса (ПНК) для беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) в малогабаритном исполнении является весьма актуальной. Качество работы таких ПНК характеризуется, среди прочих требований, функциональной надёжностью при определении параметров полёта БПЛА. Она обеспечивается путём специальной организации программного обеспечения [1] с поддержкой аппаратуры с реконфигурируемой архитектурой [2].

Для отработки алгоритмов малогабаритных ПНК с повышенной отказоустойчивостью разработан его макет, содержащий микропроцессор с ядром архитектуры ARM Cortex M4 и полный комплект датчиков для таких бортовых систем, как система воздушных сигналов, навигационная и курсовая системы, спутниковая навигационная система. ПНК, отвечающий за получение информации о положении БПЛА в пространстве и вырабатывающий команды управления двигателями и исполнительными механизмами может быть легко модернизирован, как в плане надёжности, так и в плане внедрения новых функций для современных применений (например, реализация полёта в стыковке с другими БПЛА).

Печатная плата макета ПНК позволяет стабилизировать БПЛА с помощью установленных на ней микромеханических датчиков угловой скорости и ускорения. В макете также применены датчики температуры и давления, приемник ГЛОНАСС/GPS с антенной и ультразвуковой высотомер, заменяющий радиовысотомер, для упрощения отладки функционального программного обеспечения интегрированной системы в режиме посадки.

Так как в режиме полёта критически необходимо своевременно обрабатывать большой объём данных от подключенных датчиков и функциональных алгоритмов, микропроцессор работает под управлением операционной системы реального времени, гарантирующей выделение процессорного времени для работы с каждым компонентом. Улучшение отказоустойчивых свойств в макете ПНК обеспечивается структурно-алгоритмическими методами.

Библиография

1. Новичков В.М. Анализ живучести сложных технических систем при возможном влиянии неблагоприятных воздействий со стороны окружающей среды. Автоматизация и современные технологии, 2003, No. 10.
2. Новичков В.М. Повышение отказоустойчивости бортовых приборных комплексов. Автоматизация и современные технологии. 2009, No. 1, 21–25.

**Compact flight control and navigation system model for fault tolerance
analysis of the functional software of integrated aircraft systems**

Novichkov V.M., Andrianov M.M., Kapyrin N.I.

The problem of developing a flight control and navigation system (FCNS) for unmanned aerial vehicles (UAVs) is very significant. The performance of such systems is characterized, among other requirements, by functional reliability in the process of flight parameters measurement. Such reliability is provided by specially organized software [1] with support for reconfigurable architecture hardware [2].

To test the algorithms of compact FCNSs a model of such a system was designed. The model consists of a Cortex M4 microprocessor (ARM architecture) and a full set of sensors required onboard systems including the air data computer, the navigation and heading system and the satellite navigation system. The FCNS responsible for obtaining UAV's state vector, and for issuing motor and control surface actuator commands can easily be upgraded for higher reliability and new functions (e.g. UAV docking).

FCNS model's printed circuit board allows stabilization of the UAV using MEMS angular rate and acceleration sensors. The model also uses temperature and pressure sensors, a GLONASS/GPS receiver with an antenna, and an ultrasonic distance sensor (as a replacement for a radio altimeter), in order to provide a redundant source of information for landing software debugging.

During the flight it is critical to process a dense dataflow in realtime (coming from sensors and intermediate algorithmic steps), the use of a real-time operating system was adopted, guaranteeing allocation of processor time for every software and hardware component. This article discusses the overall reliability improvement of the new FCNS and the structural and algorithmic methods involved.

Программная платформа для организации беспроводной сенсорной сети на Марсе

Белкин В.Д.
МАИ, г. Москва

Беспроводная сенсорная сеть (БСС) – сеть множества узлов с датчиками, объединённых между собой посредством радиоканала. БСС могут быть эффективно применены для решения разного рода прикладных задач, связанных со сбором, анализом и передачей данных.

Предлагается дополнить изучение Марса на примере сейсмических исследований с использованием распределённой на его поверхности беспроводной сенсорной сети. Сейсмические волны несут информацию о среде распространения, раскрывающую внутреннее строение небесных тел, позволяют выявлять сейсмическую активность, обнаруживать импактные события.

В качестве инструмента сейсмических исследований предлагается использовать множество узлов с датчиками, объединённых в беспроводную сенсорную сеть. Количество таких узлов может исчисляться десятками или сотнями. Каждый узел имеет в своем составе базовые аппаратные компоненты: центральный микропроцессор, радиопередатчик, элемент питания и набор датчиков (сенсоров), позволяющие измерять параметры физической среды. Множество таких узлов размещаются в некоторой локации Марса по ходу движения марсохода. Каждый узел выполняет тривиальную работу – измеряет параметры среды и передает эти данные узлу-координатору. Узел-координатор

располагается на планетоходе или посадочном модуле. Продолжительность работы узла может исчисляться месяцами или даже годами без подзарядки. БСС обладает способностью к самоорганизации и может функционировать автономно. Исследования проводятся автоматически, и все что остается – это передать результаты измерений узлу–координатору для последующей передачи массива данных командному пункту на Земле.

На узлах могут быть установлены любые датчики: как самые тривиальные (температуры, влажности, давления и т.д.), так и способные выявлять более сложные явления, к примеру, окисление железа и наличие освобожденного метана. Узлы БСС имеют небольшие размеры и массу. Для космических исследований это критически важный момент, учитывая, что груз должен транспортироваться с Земли.

Организация подобной сети может быть выполнена на основе разработанной автором программной платформы, которая создается в ходе проведения исследовательской работы посвященной изучению принципов организации и функционирования БСС.

Использование БСС позволит ускорить исследования небесных тел, проводить одновременно измерения в нескольких точках поверхности.

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта № 14-08-01028а.

Software platform for wireless sensor networks on Mars

Belkin V.D.
MAI, Moscow

Wireless sensor network (WSN) – a network of multiple nodes with sensors, united to each other by radio. WSN can be effectively used to solve all sorts of applications related to the collection, analysis, and data transmission.

It is proposed to complement the study of Mars on the example of seismic studies using distributed on the surface of the wireless sensor network. Seismic waves carry information about the propagation environment, revealing the internal structure of the celestial bodies, allow the identification of the seismic activity, to detect impact events.

As an instrument of seismic survey is proposed to use a plurality of nodes with sensors integrated into the wireless sensor network. The number of such sites can amount to tens or hundreds. Each unit is composed of the basic hardware components: CPU, a radio transmitter, battery and a set of sensors (sensors) to measure the parameters of the physical environment.

Many of these end nodes are placed in certain locations in the course of Mars rover's movements. Each node performs a trivial job - measuring environmental parameters and transmits the data to the coordinator node. Node Coordinator is located on planetary rovers or lander. The duration of the endpoint can be calculated months or even years without recharging. WSN has the ability to self-organization and can operate autonomously. Research carried out automatically, and all that remains - is to transfer the results of measurement node coordinator for transmission of data array command post in the world.

On the nodes can be set any sensors: a most trivial (temperature, humidity, pressure, etc.) and capable of detecting more complex phenomena, for example, oxidation of iron and presence of methane liberated.

WSN nodes are small in size and weight. For space research is a critically important point, given that the goods must be transported from Earth.

The organization of such a network can be performed on the basis developed by the author of the software platform, which is created in the course of research devoted to the study of the principles of organization and functioning of the WSN.

Using WSN will accelerate the study of celestial bodies, to carry out measurements simultaneously at several points of the surface.

Анализ вариантов построения структур алгоритмического обеспечения вычислительных систем самолетовождения

Бережной Д.А.
МАИ, г. Москва

В связи с усложнением полетных заданий происходит ужесточение требований, предъявляемых к вычислительной системе самолетовождения (ВСС) и экипажу, что приводит к увеличению количества информации, предоставляемой экипажу. Ввиду этого, в настоящее время одним из наиболее актуальных вопросов является автоматизация выполнения задач оптимизации и управления, возлагаемых на ВСС. В общем виде решение всех задач данного направления основано на использовании в качестве целевых функций некоторого функционала, зависящего от многих переменных, которые могут быть объединены в группы параметров.[1, 2]

Среди методов решения задач оптимизации и управления можно выделить: метод пугрманского расчета, вариационное исчисление, поэтапный метод, эвристический метод, использование нейронных сетей, использование генетических алгоритмов. Также набирают популярность безоператорные методы.[1,2]

Основными недостатками «классического» подхода к решению задач автоматизации и оптимизации являются: большая нагрузка на вычислительную систему, неоптимальность математических моделей, переизбыток информации, выдаваемой на индикацию, малая производительность. Эвристические методы и методы, использующие нейросистемы в большинстве случаев лишены подобных недостатков, но не обеспечивают должную надежность. Методы, использующие генетические алгоритмы, в этом отношении, наиболее перспективны. [2,3]

Проведенный анализ показал, что конечный вид реализации алгоритмического обеспечения самолетовождения в большей мере зависит от класса ЛА, либо класса решаемых задач. Основной перспективой является максимизация степени автоматизации управления с использованием эволюционных нейросистем, что позволит избавиться от недостатков имеющихся систем.

Analysis of construction variants structures of algorithmic maintenance of flight management system

Berejnoj D.A.
MAI, Moscow

Due to the complexity of flight missions going tougher requirements for flight management computer system (FMS) and the crew, leading to an increase in the amount of information provided by the crew. In view of this, now one of the most urgent issues is to automate the execution of optimization and management tasks assigned to the BCC. In general, the solution to all problems of this direction based on the use as target functions of a functional that depends on many variables, which can be combined in groups of parameters. [1, 2]

Among the methods for solving optimization problems and controls are: navigator's method of calculation, the calculus of variations, step by step method, heuristic method, the use of neural networks, genetic algorithms. Also gaining popularity unmanned methods. [1, 2]

The main disadvantages of the “classical” approach to solving the automation and optimization tasks are: a large load on the computer system is not optimal mathematical models, a surplus of information supplied to the display, low performance. Heuristic methods and techniques using neural network systems, in most cases deprived of such shortcomings, but do not provide adequate security. Methods of using genetic algorithms in this respect are the most promising. [2, 3]

The analysis showed that the final form of the implementation of algorithmic support of piloting a greater extent depends on the class of aircraft or class of tasks. The main perspective is to maximize the degree of management automation using evolutionary neural network system that will get rid of the disadvantages of existing systems.

Система автономного питания программно-аппаратного комплекса прогнозирования схода лавин

Бугаева Е.В., Можаров В.А.

МАИ, г. Москва

Сходы снежных лавин происходят во всех горных регионах России, поэтому контроль снежного покрова одна из важных задач государственных служб. Для повышения безопасности и уменьшения трудоемкости данного процесса, нами разрабатывается автономная дистанционная система контроля снежного покрова. Анализируя полученную информацию о распределении температуры в снежном покрове и его уровня, специалисты лавинной службы с высокой степенью достоверности и в оперативном режиме могут прогнозировать вероятность лавинообразования на наблюдаемом участке [1].

Чтобы обеспечить системе автономное питание, решено было использовать солнечные батареи, а также при отсутствии солнечного света использовать аккумуляторы, заряжаемые от солнечных батарей. Был проведен анализ существующих типов батарей [2], для определения оптимального по параметрам: цена и стойкость к низким температурам. Из всего перечня аккумуляторных батарей была выбрана литий-полимерная батарея, однако в будущем планируются натурные испытания с литий-железо-сульфидными батареями. Для оптимальной работы системы было рассчитано минимально необходимое количество солнечных батарей и аккумуляторов.

Для управления питанием спроектирован и сконструирован контроллер [3] в виде дополнительной печатной платы на Arduino UNO, которая является платой управления устройством. Контроллер подключается в разрыв между солнечной

батареями и аккумуляторами, имеет делители напряжения для обеспечения возможности измерения напряжения средствами Arduino, а также несет на себе регулятор напряжения и емкость для обеспечения бесперебойного питания основного контроллера.

В нормальном состоянии контроллер обеспечивает питание плате управления от аккумулятора. Но если напряжение на солнечной батарее превысит заданный порог, то контроллер сменит источник питания для платы контроля на солнечную батарею, а также посредством ШИМ регуляции начнет заряжать аккумулятор. Кроме того, контроллер выполняет функцию предохранителя всей системы.

Так как контроллер управляется посредством Arduino, была написана программа для обеспечения ШИМ регуляции, которая ведет запись о всех состояниях системы, что также позволяет косвенно анализировать погодные условия.

В настоящее время разработан макет устройства, дорабатывается программное обеспечение, а также проводятся исследования по подбору оптимального способа энергообеспечения устройства. В зимнем сезоне 2016/2017 планируются натурные испытания системы питания комплекса прогнозирования схода лавин для проверки расчетов.

Self-contained power supply system for hardware and software complex of forecasting avalanches

Bugaeva E.V., Mozharov V.A.
MAI, Moscow

Nowadays avalanches occur in all mountain regions of Russia therefore control of snow cover is one of the most important task of public services. We have developed an autonomous remote system of snowpack monitoring to improve safety and to reduce the complexity of the process. Specialists of avalanche service analyzing the obtained information on distribution of temperature in snow cover and its level with high degree of reliability and in the operational mode can predict probability of an avalanche formation on the observed area.

It was decided to use solar batteries to provide autonomous power for the system and also in the absence of a sunlight to use the accumulators charged from solar batteries. Analysis of existing types of batteries was carried out determination the optimal one with the proper price and the endurance for the low temperatures. Lithium-Ion polymer battery selected from entire list of batteries, but in the nearest future, it is planned to carry out field tests with Lithium-Sulfur batteries. The minimum required number of solar panels and batteries has been calculated for optimal system performance.

Controller designed and constructed as an shield PCB by Arduino UNO which implements power control and whole device management. The controller connects into break between the solar panel and battery, it has a voltage divider to provide means of voltage measurement capabilities by the Arduino UNO, and contain the voltage regulator and the capacity to ensure uninterrupted supply of the main controller.

Controller provides power to the control board from the battery in the normal mode. However, if the voltage on the solar battery exceeds given level, the controller will

replace the power supply for the control board to the solar cell and through the PWM regulation, it will begin to charge the battery. Besides, the controller performs function of the fuse of all system.

As the controller is managed through the Arduino the program was written to provide the PWM regulation, which keeps a record of all the states of the system and allows you to analyze the weather conditions indirectly.

Currently the device prototype is developed, the software is improving, and in addition, researches are carried out in selection of an optimal method of energy supply. Field-tests of self-contained power supply system for hardware and software complex of forecasting avalanches for verification the calculations are planned in the winter season 2016/2017.

Термомагнитное шунтирование магнитной системы акселерометра

Быканов И.Ю.

НИЦАП им. академика Н. А. Пилогина, г. Москва

Для компенсации температурной погрешности масштабного коэффициента маятникового компенсационного акселерометра, содержащего магнитоэлектрический датчик момента, применяются термомагнитные шунты. С их помощью компенсируется температурное изменение магнитного потока в рабочем зазоре датчика момента. Термомагнитные шунты вводят в магнитную систему датчика момента и располагают на магнитах. Для обеспечения требуемого значения температурного коэффициента магнита необходимо подобрать форму и размеры термомагнитных шунтов, их количество, и расположение на магните. Процесс подбора термомагнитного шунта может оказаться достаточно трудоемким. Для его упрощения предлагается использовать компьютерные модели магнитных систем, разработанные в среде Ansoft Maxwell. В докладе приведены результаты экспериментов по температурной компенсации с помощью термомагнитных шунтов для различных конфигураций магнитных систем маятниковых компенсационных акселерометров. Рассмотрены возможности компьютерного моделирования в среде Ansoft Maxwell, приведено сравнение результатов моделирования с экспериментальными данными.

Thermo-magnetic shunting of magnetic systems of accelerometer

Bykanov I.Y.

Academician Pilyugin Scientific-Production Center of Automatics and Instrument-Making, Moscow

Thermo-magnetic shunts are applied to compensate temperature error of scale factor of compensating pendulum accelerometer containing magneto-electric momentum sensor. Temperature change of magnetic flux in operating gap of momentum sensor is compensated by them. Thermo-magnetic shunts are included in magnetic system of momentum sensor and located on magnets. To ensure required values of temperature coefficient of magnet it is necessary to select the shape and dimensions of thermo-magnetic shunts, their quantity and location on the magnet. The process of selection of thermo-magnetic shunt can be quite time-consuming. Using computer models of magnetic systems, designed in Ansoft Maxwell software is

proposed to simplify this process. The report presents the results of experiments on temperature compensation using thermo-magnetic shunts for different configurations of magnetic systems of compensation pendulum accelerometers. The possibilities of computer modeling in Ansoft Maxwell software and comparison of simulation results with experimental data are shown in the report.

Шестифазный стартер-генератор, установленный на валу высокого давления авиационного двигателя

Исмагилов Ф.Р., Вавилов В.Е., Гусаков Д.В.
УГАТУ, г. Уфа

Повышение экологичности, управляемости и топливной эффективности авиационных двигателей (АД) позволит значительно повысить экономическую эффективность гражданских воздушных судов (ВС) и рентабельность авиационных перевозок. Для решения данной проблемы мировыми производителями АД, такими как Rolls-Royce, MTU Aero Engines, PW Canada, активно ведутся работы по повышению электрификации АД и созданию электрифицированного авиационного двигателя (ЭАД)

Основным концептуальным решением при реализации ЭАД является отказ от коробки передачи между валом авиационного двигателя и электрической машиной. Электрическая машина устанавливается непосредственно в АД, на валу компрессора высокого давления (КВД) или на валу компрессора низкого давления (КНД). При этом условия окружающей среды на КНД не создают особых трудностей для установки электрической машины, в отличие от КВД, где температура окружающей среды составляет 300°C – 330°C и давления до 5 бар. Поэтому в работе рассматривается электрическая машина (стартер-генератор (СГ)) установленная на валу КВД.

Нами предлагается концепция использования в качестве СГ для установки на КВД шестифазной, двухмодульной электрической машины. При этом геометрические размеры и массовые характеристики двухмодульного СГ должны быть не больше массовых характеристик СГ компании Thales или СГ University of Sheffield (ближайшие аналоги), при равнозначной мощности и частоте вращения. Оба ротора каждого модуля, в предлагаемом нами решении, соединены с ободом КВД АД и установлены со смещением на 60 градусов друг относительно друга (для формирования шестифазной системы), обмотки статора обоих модулей выведены на один общий 12-пульсный выпрямитель с возможностью отключения каждой фазы от выпрямителя.

Стартер крепится внутри АД таким образом, что, при коротком замыкании обеспечивается механическое расцепление статора с жестким креплением АД, сопровождающееся падением статора в радиальном направлении до механического сцепления железа статора с постоянными магнитами (ПМ) ротора за счет магнитных сил притяжения. Подобная конструкция позволит при появлении виткового короткого замыкания в одном модуле, прекратить электромеханическое преобразование энергии. При этом, отключив обмотки модуля от выпрямителя, сохраняется работоспособность системы электроснабжения ВС. Это обеспечивает нормальное функционирование системы электроснабжения ВС при аварийных режимах в СГ, без увеличения массогабаритных показателей СГ.

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда (проект № 16–19–10005).

Six-phase starter-generator mounted on the high pressure shaft of aircraft engine

Ismagilov F.R., Vavilov V.E., Gusakov D.V.
USATU, Ufa

A significant increase in the cost-effectiveness of civil aircraft and the profitability of air transportation is possible by increasing the environmental friendliness, controllability and fuel efficiency of aircraft engines (AE). There are active work to increase the electrification of AE and creation More Electrical Engine (MEE) and to solve this problem by worldwide AE manufacturers such as Rolls-Royce, MTU Aero Engines, United Engine Corporation and PW Canada

Refusal of transmission Auxiliary Gear-Box between the shaft of an AE and the electric machine is a major conceptual solution for the implementation of MEE. Other words the machine is mounted directly to the High Pressure Shaft (HPS) or Low Pressure Shaft (LPS) of AE. At the same time environmental conditions for the installation of the machine to LPS did not create any difficulty, unlike HPS, where the ambient temperature is 300-330°C and 5 bars pressure. Therefore, this paper examines the machine mounted on the HPS.

We propose the concept of using a synchronous generator to be mounted on the HPS six-phase, two-module electrical machine. At the same time weight and overall dimensions of two-module SG should be no more than SG by Thales or SG by University of Sheffield (closest analogues), with equivalent power and speed. Both rotors of each module in our solution, coupled with the rim of HPS and mounted with an offset of 60 degrees relative to each other (to form a six-phase system), stator winding of the both modules output to a common 12-pulse rectifier with the possibility of switching off for each phase of rectifier.

A stator fixed inside AE so that at the short circuit ensured a mechanical decoupling of the stator with a AE rigid mount accompanied by a fall in the radial direction of the stator to the mechanical coupling of the stator iron with rotor PM due to magnetic attraction forces, Figure 5. This design will allow stopping the electromechanical conversion of energy in it due to the mechanical coupling of the stator and rotor at occurrence of interturn short circuit in one module. In this case, the power supply system of the aircraft continues to operate when disconnected from the rectifier module winding, as saved operability of the second module. This allows the normal functioning of the aircraft power supply system under emergency conditions in SG, without increasing of the SG weight and overall dimensions.

The research has been supported by the research program of the Russian Science Foundation, project No. 16-19-10005.

Разработка бортовой системы совмещённой передачи телеметрической и видеoinформации для «РН Протон-М»

Грибков Н.В., Бобылёв А.В., Жуковский С.Ю., Грибков В.Н.
НПО ИТ, г. Королёв

В последние 10-15 лет в мире актуальной является практика оснащения ракет носителей (РН) системами видеонаблюдения, обеспечивающими передачу непосредственно с борта РН видеоинформации о поведении блоков и агрегатов изделия на активном участке выведения. Особый интерес представляет видеоинформация, полученная в нештатных и аварийных ситуациях. Главным проблемным вопросом данной тематики - недостаточная пропускная способность телеметрических каналов связи, ориентированных на передачу данных телеизмерений.

В связи с этим предложены и запатентованы способ и устройство для совмещённой передачи телеметрической и видеоинформации в полосе частот радиоканала телеметрической системы СКУТ-40, что значительно расширяет её функциональные возможности.

Способ передачи основан на преобразовании сигналов изображения в частотно-временной области с формированием группового телеметрического сигнала. Уплотнённые потоки телеметрической и видеоинформации осуществляют амплитудно-частотную модуляцию радионесущей для последующей передачи по штатному каналу связи.

Устройство видеопреобразования (УВП), реализующее этот способ, содержит: генератор тактовых частот, ряд делителей частоты, фазовый детектор, частотный модулятор несущих частот, коммутаторы, сумматор, а также последовательно соединённые видеокамеру, селектор видео синхросигналов, формирователь видеомаркера.

Разработано, изготовлено (преимущественно на отечественной элементной базе) и испытано несколько опытных образцов УВП.

Проведена стендовая отработка УВП в «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева» с регистрацией видеотелеметрической информации на наземную станцию приема. Проведена успешная стыковка и отработка УВП с имитатором бортовой кабельной сети на II ступени РН «Протон-М». Совместно с телеметрической информацией, от бортовых видеокамер по телеметрическому каналу связи получены изображения фрагментов изделия с жёсткой привязкой к данным телеизмерений. Комплекс работ по наземной экспериментальной отработке прошёл с положительными результатами. В настоящее время проводятся подготовительные работы к лётным испытаниям.

Полученные технические решения могут быть использованы для перспективных бортовых систем совмещённой передачи телеметрической и видеоинформации, в том числе инфракрасного и ультрафиолетового диапазонов.

The development of on-board systems coincident transmission of telemetry and video for the “Proton-M”

Gribkov N.V., Bobilev A.V., Zhukovskij S.J., Gribkov V.N.
NPO IT, Korolev

In the last 10-15 years the world's current practice is equipping launch vehicles (LV) video surveillance systems capable of transmitting directly on board the LV video about the behavior of units and aggregates products on the active ascent. Of particular interest is the video information obtained in abnormal and emergency situations. The main problem of the subject matter – the lack of capacity of telemetry channels of communication focused on the transmission of telemetry data.

In this regard, it proposed and patented a method and apparatus for combined telemetry and video transmission in the radio frequency band telemetry system SCUT-40, which greatly enhances its functionality.

Transmission method based on transformation of the image signals in time-frequency domain to form a group telemetry signal. Compacted telemetry and video streams carried amplitude-frequency modulation radio bearer for transmission under the list of communication channel.

The video transformation device (VTD), implementing this method, comprising: a generator of clock frequency, a number of frequency dividers, a phase detector, frequency modulator carrier frequency switches, an adder, and series-connected camcorder, video selector sync generator video marker.

Developed, manufactured (mainly on domestic element base) and tested several prototypes of the VTD.

Spend bench testing of the VTD in “GKNPZ im. M.V. Churnicheva” video telemetry with registration information to a ground receiving station. Conducted successfully docked with the VTD and development of simulator onboard cable network at the II stage of “Proton-M”. Together with the telemetry information from on-board cameras on the telemetry channel generated image communication products with rigid fragments bound to the telemetry data. The complex of works on ground experimental development passed with positive results. Currently, preparatory work for the flight tests.

The obtained solutions can be used for advanced transmission systems on board coincident telemetry and video, including infrared and ultraviolet ranges.

Особенности измерения РТХ слабонаправленных антенн малых размеров на базе плоского Т-сканера

Гюльмагомедов Н.Х., Евсеев Д.А.
НПО Машиностроения, г. Реутов

В данном докладе представлены описание, работа, основные технические характеристики, а также особенности измерения РТХ антенн малых размеров на базе плоского Т-сканера. В первой части публикации представлены описание и работа плоского Т-сканера и его технические характеристики. Принцип измерения характеристик антенн в ближней зоне основан на решении уравнений Максвелла для расчета поля дальней зоны антенны по известному распределению амплитуды и фазы ближнего поля на некоторой замкнутой поверхности S , охватывающей антенну.

Приведены измерения характеристик антенн малых размеров на примере измерения ДН антенн. Приведенные результаты измерения ДН слабонаправленных антенн малых размеров были сравнены с теоретическими ДН. Учитывая специфику измерений на базе плоского Т-сканера, а также направленные свойства измеряемых антенн, возникла необходимость вводить некоторые поправочные коэффициенты для измеренной диаграммы направленности. Данные коэффициенты можно получить путем сравнения измеренной диаграммы направленности с диаграммой направленности, указанной в паспортных данных. После, полученные поправочные коэффициенты вводятся программным путем в расчетную программу и там уже строится диаграмма направленности с учетом поправочных коэффициентов.

Также представлены примеры измерения ДН без учета и с учетом поправочного коэффициента.

Features measuring radio characteristics omnidirectional antennas of small size on the basis of a flat T scanner

Gyulmagomedov N.Kh., Evseev D.A.
NPO Mashinostroyeniya, Reutov

This report presents the description of the work, the main technical characteristics and features of measuring radio characteristics small size antennas on the basis of a flat T scanner. In the first part of the publication presents the description and operation of a flat scanner and T specifications. The measuring principle characteristics of the antennas in the near field based on the solution of Maxwell's equations to calculate the far field antenna area on the known distribution of the amplitude and phase of the near-field on a closed surface S, covering the antenna.

Results of measurement of characteristics of antennas of small dimensions on the example of the measurement antenna pattern. The results of measurement directional pattern omnidirectional antennas of small size were compared with the theoretical directional pattern. Given the specificity of the measurements on the basis of a flat T-scanner, as well as the directional properties of measured antenna, there was a need to introduce some correction factors for the measured radiation pattern. These factors can be obtained by comparing the measured directional pattern with the radiation pattern specified in the passport data. After the obtained correction factors are entered in the program by calculation program, and there is already built a radiation pattern adjustment factor. Directional pattern also shows examples of measurement without and with an adjustment factor.

Реализация передачи данных по цепи питания постоянного тока

Доменти А.С.
МАИ, г. Москва

Для использования устройства в качестве прототипа при разработке системы передачи данных по цепям постоянного тока бортовой сети летательных аппаратов его конструкция должна реализовывать:

- использование для питания постоянного входного напряжения номиналом 27В;
- неразрывное подключение к существующей линии питания;
- архитектуру трансивера (возможность каждого отдельного устройства работать как в режиме приемника, так и в режим передатчика);
- использование стандартных для PLC-технологий аппаратных средств;
- скорость передачи данных не менее 40 кбит/с;
- возможность регулируемой фильтрации низко- и высокочастотных помех от оборудования в сети;
- защиту от импульсных помех (скачков напряжения) при включении/выключении высокоомощностного оборудования в сети.

В предлагаемом устройстве хост-процессор передает сообщение по USB-UART-шине в передатчик. Передатчик связан с множественными приемниками только через PLC-линию питания. Программное обеспечение устройств и хоста

(включая графический интерфейс для хоста) производит кодирование и адресацию сообщения с выводом информации о его статусе (отправлено/получено). Параметры PLC-системы (полоса пропускания, несущие частоты, скорость передачи данных) регулируются с помощью программного обеспечения в рамках допустимых аппаратной частью минимальных и максимальных значений. Основными элементами устройства являются:

- AFE031 – интегральная микросхема обработки аналогового сигнала (AFE), создающая индуктивное или емкостное соединение с линией питания под управлением микроконтроллера TMS320F28035 и используемая для приема и формирования сигнала PLC;

- TMS320F28035 Piccolo – высокоэффективный 32-битный микроконтроллер с рабочей частотой 60 МГц, используемый для управления AFE031, а также для обмена информацией с хостом по USB-UART-шине;

- TPS62170 – синхронный понижающий DC-DC преобразователь, используемый для питания AFE031;

- LM34910 – асинхронный понижающий DC-DC преобразователь, используемый для питания TMS320F28035;

- Программное обеспечение, реализующее протокол передачи данных по цепям питания PLC-Lite, который использует полосу пропускания 47кГц и обеспечивает максимальную скорость передачи данных 42 кбит/с.

Список литературы:

Домени А.С. Анализ технологий и ограничений передачи данных по цепям питания бортовой аппаратуры летательных аппаратов. 7-й межотраслевой молодёжный конкурс научно-технических работ и проектов «Молодёжь и будущее авиации и космонавтики». Аннотации работ. Москва, 2015.

Домени А.С. Методы передачи данных по цепи питания постоянного тока ЛА. XLII Международная молодёжная научная конференция «Гагаринские чтения – 2016». Сборник тезисов докладов. Москва, 2016.

Implementation of data transferring over DC power line

Domeni A.S.
MAI, Moscow

To be used as a prototype for the development of power line communication system over DC power line on-board of aircraft, the design of a device must implement:

- usage of DC 27V for powering the device;
- non-interrupting coupling with existing power line;
- transceiver architecture (possibility for each device to act as transmitter and as a receiver);
- usage of standard for PLC-technology hardware;
- data rate of at least 40 kbps;
- possibility of regulated filtering low and high frequency interference from other equipment on the power line;
- protection from impulse noise (powersurges) during turning on/off high power equipment on the power line.

In the suggested device host-processor sends message by USB-UART-bus into the transmitter. Transmitter is connected to the multiple receivers only by PLC-power line.

Software of devices and host (including GUI for host) executes coding and addressing of message with displaying information about its status (sent/received). Parameters of PLC-system (bandwidth, carrier frequencies, data rate) are regulated with software within the permitted minimum and maximum values of hardware. Primary elements of device include:

- AFE031 – integrated analog front-end (AFE) device which creates capacitive- or transformer-coupled connections to the powerline while under the control of TMS320F28035 microcontroller and is used for PLC signal processing;
- TMS320F28035 Piccolo – high-efficiency 32-bit microcontroller with operating frequency 60MHz, used to control AFE031 and also for data exchange with host by USB-UART-bus;
- TPS62170 – synchronous step-down DC-DC converter, used for powering AFE031;
- LM34910 – asynchronous step-down switching regulator, used for powering TMS320F28035;
- Software implementation of a PLC protocol PLC-Lite, which uses bandwidth 47kHz and produces maximum data rate 42 kbps.

References:

1. Домени А.С. Анализ технологий и ограничений передачи данных по цепям питания бортовой аппаратуры летательных аппаратов. 7-й межотраслевой молодёжный конкурс научно-технических работ и проектов «Молодёжь и будущее авиации и космонавтики». Аннотации работ. Москва, 2015.
2. Домени А.С. Методы передачи данных по цепи питания постоянного тока ЛА. XLII Международная молодёжная научная конференция «Гагаринские чтения – 2016». Сборник тезисов докладов. Москва, 2016.

Анализ возможности замены жидкокристаллических активноматричных экранов на органические светоизлучающие (OLED) дисплеи в авиационных индикаторах

Дятлов В.М., Подгородняя А.С.
РПКБ, г. Раменское

В настоящее время OLED-технология широко распространена на рынке электронных устройств и применяется во многих разработках: для создания приборов ночного видения, телефонов, автомобильных бортовых компьютеров и других. Целью данной работы является определение возможности применения OLED-экранов в авиационных индикаторах.

Для решения поставленной задачи необходимо:

1. Провести сравнительный анализ светотехнических и эксплуатационных характеристик жидкокристаллических активноматричных экранов и органических светоизлучающих (OLED) дисплеев в части их использования в авиационных средствах отображения информации.
2. Проанализировать современные технологические инфраструктуры производства жидкокристаллических активноматричных экранов и органических светоизлучающих (OLED) дисплеев.

3. Провести экспериментальное исследование жидкокристаллических активноматричных экранов и органических светоизлучающих (OLED) дисплеев.

В ходе выполнения данной работы определены факторы, препятствующие использованию органических светоизлучающих (OLED) дисплеев в авиационных индикаторах.

Analysis of replacing possibility of liquid crystal active matrix screens on organic light-emitting displays in avionic indicators

Dyatlov V.M., Podgorodnyaya A.S.

RPKB, Ramenskoye

Currently OLED technology is widely spread on the market of electronic devices and is used in many projects: to create night vision devices, phones, car computers and others. The aim of this work is to determine the possibility of using OLED screens in the avionic indicators.

To solve this problem it is necessary to carry out:

1. comparative analysis of optical and operational characteristics of the liquid crystal active matrix screens (LCD) and organic light-emitting displays (OLED) in their use in aviation.

2. analysis of the current technological production of active matrix liquid crystal displays and organic light-emitting displays.

3. experimental study of the liquid crystal active matrix screens (LCD) and organic light-emitting displays.

In the course of this work were identified some factors, prevented the use of organic light emitting (OLED) displays in the avionic indicators.

Влияние переходного сопротивления на эффективность экранирования БКС ЛА и КА

Жуков П.А., Марченко М.В.

МОКБ «Марс», г. Москва

Для обеспечения заданной эффективности экранирования электромагнитный экран должен быть максимально однороден. Однородность экрана зависит от величины сопротивлений между экраном кабеля и корпусом бортового прибора – переходных сопротивлений.

Высокая эффективность экранирования может быть обеспечена малой величиной переходных сопротивлений.

Исследования показали, что на величину переходного сопротивления влияют следующие факторы:

- способ крепления кабельного экрана при сборке – бондажирование нитью или нитью с клеем, обжим металлическим или пластиковым хомутом;
- способ соединения корпуса с соединителем и соединителя с ответной частью – резьбовое соединение, резьбовое соединение с краской, байонетное соединение;
- воздействие температурных факторов на кабельную сеть;
- воздействие атмосферных коррозионных факторов на БКС;

В докладе приведены результаты исследований переходных сопротивлений бортовых кабельных сборок при воздействии температурных и климатических

факторов, а так же их зависимость от различных способов сборки кабелей и заделки экранов в кожух кабельного соединителя.

Увеличение переходного сопротивления снижает эффективность экранирования, что подтверждено исследованиями кабелей с различными переходными сопротивлениями.

На основании проведенных экспериментов показано, что эффективность экранирования зависит от величины переходного сопротивления.

Доказана необходимость учета воздействующих факторов на этапе конструирования экранов кабельных сборок.

The influence of transition resistance on shielding efficiency of onboard cable network of aircraft and spacecraft

Zhukov P.A., Marchenko M.V.

МОКВ "Mars", Moscow

The electromagnetic screen of cable must be most uniform to provide the desired shielding effectiveness. The uniformity of the cables screen depends on the resistances between the cable shield and the case of the onboard device – transitional resistance.

High screening efficiency can be ensured by low value transitional resistance. Researches showed that the value of transitional resistance depends by the following factors:

- the method of attachment of the cable screen in case of assembly – bandaging by thread or thread with glue, compression by a metal or plastic clamp;
- the method of connection of the case of the onboard device with the connector and the method of connection the connector with mating connector – threaded connection, screw connection with paint, bayonet connection;
- the impact of temperature factors on the onboard cable network;
- the impact of corrosive effects of atmospheric factors on the onboard cable network;

The reports presents the results of research the transitional resistances of board cable assemblies when its exposed to temperature and climatic factors, and their dependence from different methods of assembly of the cables and the way of mounting cable screen into the case of the cable connector.

The increase of the transition resistance are reduces the effectiveness of the shielding, which is confirmed by research of cables with different transition resistances.

There are efficiency of shielding depends from the value of transitional resistance that was shown on the experiments.

Proved the necessity of account of influencing factors on the design phase of screens of cable assemblies.

Анализ нелинейности функции преобразования кольцевого оптоэлектронного преобразователя угловой скорости

Бусурин В.И., Йин Наинг Вин

МАИ, г. Москва

Кольцевой оптоэлектронный преобразователь угловой скорости использует волновой резонатор и оптический способ съема информации, использующий две

пары считывающих оптических узлов на основе управляемого оптического туннельного эффекта (ОТЭ) с переменным зазором между базовой поверхностью и кольцевым резонатором. При наличии угловой скорости появляется второе радиальное движение кольцевого резонатора и формируется выходной сигнал модулятора на основе ОТЭ[1]. В данной работе проведен анализ нелинейности функции преобразования кольцевого оптоэлектронного преобразователя угловой скорости при изменении углов падения оптического излучения.

Считывающие оптические узлы преобразователя угловой скорости представляют собой совокупность источников излучения, призмы полного внутреннего отражения (с показателем преломления n_1), кольцевого резонатора, фотоприемников. Отражательная способность $R = f[d(\Omega)]$ зависит от угловой скорости и изменения зазора $d(\Omega)$.

При анализе работы считывающего оптического узла использованы следующие параметры: начальный зазор $d_0 = 300$ нм, радиус кольца $r = 2,5$ мм, толщина кольца $h = 160$ мкм, показатель преломления призмы $n_1 = 1,5$; длина волны света $\lambda = 900$ нм; показатель преломления воспринимающего элемента $n_3 = 3,4$; разделительная среда – вакуум ($n_2 = 1$). При увеличении угла падения оптического излучения, отражательная способность границы раздела «призма-зазор-кольцо» увеличивается, но при этом функция преобразования становится более линейной.

Изменение мощности выходного излучения кольцевого оптоэлектронного преобразователя можно оценить по отражательной способности модулируемой границы сред. Функция преобразования кольцевого преобразователя угловой скорости определяется зависимостью выходного напряжения от угловой скорости $U_{\text{вых}} = f(R_{\text{ФП}}\{R[d(\Omega)]\})$.

Показано, что нелинейность преобразования преобразователя угловой скорости на основе ОТЭ составляет около 2%.

Литература

1. Бусурин В.И., Коробков В.В., Йин Наинг Вин. Исследование характеристик кольцевого волнового оптоэлектронного преобразователя угловой скорости//МАУ. том 17, №5, 2016г.

Analysis of the nonlinearity for conversion function of a ring type optoelectronic the angular velocity transducer

Busurin V.I., Yin Naing Win
MAI, Moscow

The ring type photoelectric angular velocity transducer uses vibrating resonator and optical sensing method which uses two pairs of optical sensing module based on the optical tunneling effect (OTE) with a variable gap between the base surface of prism and the ring resonator. When angular velocity applied to the transducer, there is a secondary radial motion of the ring resonator and generates an output signal of the modulator based on OTE[1]. In this paper presents the analysis of the nonlinearity for conversion function of a ring type optoelectronic the angular velocity transducer by changing incidence angles of the optical radiation.

The optical sensing modules of the angular velocity transducer consist of a set of radiation sources, total internal reflection prisms (refractive index n_1), the ring

resonator and the optical sensor. Reflectivity $R = f[d(\Omega)]$ depends on the angular velocity and changing of the gap $d(\Omega)$.

In this analysis the optical sensing module is calculated with the following parameters: initial gap $d_0 = 300$ nm, the ring radius $r = 2.5$ mm, ring thickness $h = 160$ μm , the refractive index of the prism is $n_1 = 1.5$, and the wavelength of optical source $\lambda = 900$ nm; the refractive index of the sensing element $n_3 = 3,4$; medium gap – vacuum ($n_2 = 1$). When the incidence angle of the optical radiation is increased the interface reflectivity of the prism-gap-ring" is increased, but the conversion function becomes more linear.

The optical output power changing of the ring type optoelectronic angular velocity transducer can be calculated by the reflectivity of the modulated boundary of the medium. The transformation function of the angular velocity transducer is determined by the dependence of the output voltage from the angular velocity $U_{\text{вых}} = f(P_{\text{ФП}}\{R[d(\Omega)]\})$.

The result is shown that the nonlinearity of conversion of angular velocity transducer base on OTE is about 2%.

References

1. Busurin V.I., Korobkov V.V., Yin Naing Win Investigation of Characteristics of the Optoelectronic Ring Wave Angular Velocity Transducer, Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie, 2016, vol. 17, no. 5, pp 340-346.

Обработка неструктурированных измерений кинематической системы

Бобырев Д.А., Капърин Н.И.

МАИ, г. Москва

В данной работе представлен ход разработки инструментария по анализу кинематических систем на основе неструктурированного потока наблюдений, под которым понимается облако точек, полученное от одной видеокамеры низкого потребительского сегмента. Демонстрируется возможность дополнения кинематического состояния системы на основе анализа видеопотока после анализа методами машинного обучения.

Работа была запланирована как расширение к средству идентификации параметров динамических целей с неизменной структурой (наземное наблюдение за ЛА с определением траектории, а если заранее известна с достаточной точностью траектории – тогда и других переменных состояния). Но возможности параллельной обработки данных с компактных вычислительных устройств и легкодоступность алгоритмов машинного обучения расширили эту работу в область контроля за работой подвижных кинематических систем – поведением оператора приборного комплекса, анализа хода предполётного осмотра, совершаемого пилотом или вспомогательной системой, и шире – за динамикой сложной кинематической системы с частично неизвестной структурой.

В работе затрагивается вопрос максимального количества информации, которое можно получить на основе серии наблюдений в контролируемых условиях (неизменное освещение и неподвижная сцена), и как этот объём информации будет снижаться вследствие роста структурной или параметрической неопределённости подлежащего наблюдению процесса.

Базовый пример в работе – алгоритм определения траектории ДПЛА

мультироторного типа на основе видеонаблюдений и выработке рекомендаций по калибровке системы стабилизации. Пример был преобразован для того чтобы иметь возможность наблюдать за кинематически изменчивой системой.

Processing unstructured state measurements of a kinematic system

Bobyrev D.A., Kapyrin N.I.

MAI, Moscow

The present article outlines the development stages and results of a toolset development project for identifying state variables of a kinematically-changing system, with updates made from an unstructured flow of information, mainly from one single low-grade consumer video-camera. A demonstration involving updating state variables with data extracted from a video-flow of an unstructured scene involving machine-learning methods.

Starting as an extension for a tool of dynamic systems parameters identification based on video feed (ground-based trajectory reconstruction and state update, whenever a sufficiently precise trajectory is given). Though today's massive parallel execution capabilities from compact processing units and widespread of machine learning algorithms have enabled a broadening of this design towards asserting performance of kinematic systems such as avionics operator behavior, analysis of pre-flight test procedure through observing a pilot or a supplementary system, and wider – towards state updating a system with some unknown kinematic properties.

We are discussing the maximum amount of information obtainable through a series of observations under unconstrained circumstances (unstructured, static lighting, static background), and the decay of information following the growth of structural and parametric uncertainty of the underlying process.

A base example is studied – the reconstruction of a small UAV trajectory through direct ground-based observation, leading to adjustments in autopilot parameters. The example has been widened to apply the same algorithm to control a kinematically changing system.

Устройство стабилизации горизонтального полёта воздушного шара

Волокитин Д.А.¹, Князева В.В.¹, Парамонов В.В.¹, Румянцев Д.С.²

¹МАИ, ²ИПУ им. В.А. Трапезникова РАН, г. Москва

Работа посвящена созданию системы управления для удержания пилотируемого теплового аэростата с объёмом оболочек от 1600 до 2200 м³ на заданной высоте в стационарном длительном горизонтальном полёте путём своевременной подачи горючего в горелку с помощью электрического клапана. Величина коридора поддержания высоты составляет ± 100 м.

Основная задача состояла в создании прибора для самых распространённых типов воздушных шаров, используемых в пилотируемом воздухоплавании. Необходимо отметить отсутствие подобных устройств даже у Cameroon Balloons – мировом производителе воздушных шаров.

Для решения поставленной задачи было выполнено следующее:

- выбран контроллер, датчики давления, твердотельное реле, электромагнитный газовый клапан;
- создана материнская плата с необходимыми вводами и выводами;

- разработана математическая модель движения воздушного шара, алгоритмы и программы управления включением газовых горелок;
- реализованы режимы «обучения», «поддержания высоты»;
- выдержаны заданные массово-габаритные характеристики;
- обеспечен режим звуковой сигнализации при выходе из заданного коридора высоты.

Использованы современные, широко представленные на рынке комплектующие известных производителей электроники, датчиков, газового оборудования.

Созданное устройство целиком помещается в пластиковую коробку размерами 0.20x0.15x0.06 м. Источником питания служит свинцовый аккумулятор 12В.

Автопилот позволяет решить задачу контроля высоты полёта для лётчика, помочь ему в спортивных соревнованиях, а также проводить длительные наблюдения, использовать шары в качестве рекламных носителей.

Horizontal flight stabilization of a hot air balloon

Volokitin D.A.¹, Knyazeva V.V.¹, Paramonov V.V.¹, Rummyantsev D.S.²

¹MAI, ²Institute of control problem V.A. Trapeznikov's name RSA, Moscow

The work is dedicated to the creation of a control system for the retention of a manned hot air balloon with a volume of skins from 1600 to 2200 м³ at a predetermined height in the long-term steady level flight by timely fuel supply to the burner with an electric valve. Accuracy of altitude-keeping is ± 100 meters.

The main task was to create a device for the most common types of balloons used in aeronautics manned. It should be noted the lack of such devices even in Cameroon Balloons - global manufacturer of balloons.

To solve this problem was the follows performed:

- controller, pressure sensors, solid state relays, solenoid gas valve were selected;
- the motherboard with the necessary inputs and outputs was set up;
- a mathematical model of the motion of the balloon, algorithms and control programs gas burners switching were developed;
- modes of “learning”, “maintain altitude” were implemented;
- given mass-dimensional characteristics were kept up;
- sound alarm mode was provided when the balloon leaves from a predetermined corridor of height.

Modern, widely available on the market well-known manufacturers of electronics components, sensors, gas equipment were used.

The created device fits into a plastic box the size 0.20x0.15x0.06 m. The power source is a 12V lead battery.

The autopilot allows you to solve the height of the flight control problem, to help pilot in sporting events, and conduct long-term observations, and using balloons as advertising media.

Сверхпроводниковые электрические машины с высокими показателями удельной мощности

В настоящее время основной тенденцией развития транспорта является переход на электродвижение, что обусловлено повышенными требованиями к экологичности и КПД транспортных систем. Важнейшим параметром, определяющим перспективность электротранспорта, является удельная мощность электрических машин (генераторов и двигателей).

В отечественных и зарубежных исследованиях показано, что поскольку сверхпроводимость создает нулевое (для постоянного тока) или близкое к нулю (для переменного тока) сопротивление электрическому току, использование сверхпроводниковых (СП) материалов может существенно повысить КПД и эффективность электрических машин и значительно снизить массу и металлоемкость изделия. Применение СП материалов позволит создать более компактные и легкие элементы энергосистем (при той же мощности) или существенно увеличить мощность единичных агрегатов (при тех же размерах и массе). Применение СП материалов в обмотках якоря и индуктора электрической машины позволит достичь высоких значений удельной мощности - свыше 10-30 кВт/кг.

Создание полностью сверхпроводниковых электрических машин (ПСПЭМ), в которых СП обмотка используется на статоре и на роторе, позволит получить максимальный выигрыш по массогабаритным показателям. Разработкам СП машин посвящено значительное количество работ. Однако, в литературе информация о ПСПЭМ приводится в ограниченном объеме, кроме того, большая часть из них посвящена машинам на основе низкотемпературных СП. Проектирование полностью ВТСП электрических машин осложнено отсутствием каких-либо универсальных методик расчёта, а также рядом конструктивных особенностей, например, критический ток ВТСП ленты существенно зависит от внешнего магнитного поля. Также, необходимо принимать во внимание механические характеристики СП ленты. В частности, механические свойства современных ВТСП лент предполагают не только наличие минимального радиуса изгиба, но и сильные ограничения по кручению ленты. Последнее приводит к тому, что обмотки из ВТСП лент для электрических машин могут быть выполнены только в виде рейтрековых обмоток. Все это делает необходимым разработку новых методов расчета полностью ВТСП электрических машин.

В работе представлены методики расчета ПСПЭМ. Рассмотрены рациональные конструктивные схемы таких машин, позволяющие использовать современные ВТСП ленты. Приведены результаты аналитических расчетов, конечно-элементного моделирования в двумерной и трехмерной постановке. Проведен анализ влияния магнитного поля в активной зоне машины на критический ток сверхпроводника. Показано, что разработанные аналитические методы определения основных параметров ПСПЭМ обладают высокой точностью, что подтверждается результатами численного эксперимента. Также расчеты и моделирование показали, что возможно создание ПСПЭМ с удельной мощностью более 15 кВт/кг. Полученные результаты могут быть использованы при создании опытных образцов полностью СП электрических машин с высокими показателями удельной мощности.

Superconducting electrical machines with high specific power
Kovalev K.L., Dezhin D.S., Ilyasov R.I., Ivanov N.S., Kobzeva I.N.
MAI, Moscow

Electric drive systems is one way of progress in transport systems. The key parameter of such systems is specific power.

According to the latest researches application of superconductivity (SC) materials in electrical machines allows to increase efficiency, decrease weight and size. SC technology opens the way to minimize weight and size of energy system's elements. Application of SC windings in stator and rotor of electrical machines allows to increase specific power up to 10-30 kW/kg.

Development of fully-SC electrical machines with SC windings in stator and rotor is aim of many researches. But information in literature about this type of machines is very poor. Some fully-SC electrical machines with low temperature superconductors (LTS) are known. Application of modern high temperature superconductors (HTS) connected with many difficulties because of specific mechanical properties of HTS and it is critical parameters.

Analytical methodology of calculating fully-HTS electrical machines, results of finite element modeling are described in the paper. Besides principal schemes of fully-HTS machines and their advantages are shown. Magnetic field dependency of critical current of HTS tape was analyzed. It's shown that 15 kW/kg specific power can be estimated using HTS. Developed methodology can be used for development of future fully-HTS electrical machines with high specific power.

**Практика применения ОС на основе ядра Linux в задачах цифровой
обработки видеозображений для БПЛА на процессорах «Элвис» серии
«Мультикор»**

Карамов С.В., Козлов М.Э.
АВЭКС, г. Москва

Одной из типичных задач, выполняемых бортовой вычислительной системой (ВС) в составе БПЛА, является цифровая обработка видеозображений в реальном масштабе времени.

Поскольку цифровая обработка видеозображения предполагает выполнение не только вычислительных задач, непосредственно реализующих алгоритмы обработки, но и различных задач по передаче, подготовке, сохранению данных и т. п., широко используются многоядерные системы на кристалле в состав которых включены процессоры общего назначения (как правило RISC) и специализированные процессоры цифровой обработки сигнала (ЦПОС). Одним из примеров таких систем являются процессоры серии «Мультикор», имеющие трёхъядерную гетерогенную архитектуру MIMD-типа: процессорного ядра с архитектурой MIPS32 и программируемого двухъядерного ЦПОС. Такие ВС позволяют эффективнее решать задачи обработки больших потоков данных, путём распределения выполняемых операций по процессорам, для которых выполнение заданного типа операций наиболее характерно. При использовании ВС с такой архитектурой, целесообразно возложить задачу управления потоком на RISC-ядро, а данные, непосредственно требующие сложных преобразований, передавать на ЦПОС.

В бортовых ВС всё более широко применяются операционные системы (ОС) на основе ядра Linux, которые предоставляют развитые, в том числе стандартные (POSIX), средства для реализации широкого спектра задач, позволяя эффективно решать задачи ЦПОС. Это, в свою очередь, позволяет заметно ускорить разработку и снизить стоимость таких бортовых систем. При этом, одной из важных задач является организация эффективного доступа к ЦПОС из пользовательского пространства исполняющейся ОС. Ядро Linux предоставляет различные механизмы доступа пользовательских приложений к аппаратным средствам ВС. Все они обладают своими особенностями, преимуществами и недостатками. В нашем случае основными критериями являются: 1) простота использования выбранного механизма разработчиком программ для ЦПОС, основанная на применении стандартных и широко используемых интерфейсов; 2) исключение необходимости прямого доступа к памяти ядра и устройств; 3) достаточная скорость обмена данными.

В статье рассматривается оптимальный, на наш взгляд, для заданных критериев способ организации взаимодействия RISC-ядра и ЦПОС в среде Linux-4.4+ на примере реализации задачи кодирования видеопотока на процессоре семейства «Мультикор».

Application of the Linux based OS in digital processing of videoimage for unmanned aerial vehicle (UAV) on the Elvees Multicore processors

Karamov S.V., Kozlov M.E.

AVECS, Moscow

One of the typical tasks for UAV computing is a real time video processing. This task is one of the most computation intensive tasks and has high requirements for each of processing itself and data transmission.

Since digital processing of videoimage requires not only the performance of computational problems implementing algorithms of processing directly, but also a set of tasks concerning data transfer, its preparation, maintenance and etc., multi-cored systems on chip composed of CPU (usually RISC) and digital signal processors (DSP) are widely used. An example of these systems is processors of Multicore family with triple-core heterogenous MIMD architecture: MIPS32-core and programmable dual-core DSP. Such computing systems allow to solve the problems of bulky data video stream processing more effective by means of distribution of types of tasks among relevant processors. By using airborne computer with the architecture under consideration it is practical to perform video data management task on RISC-core and to transmit part of them intended for digital processing to DSP.

Linux based operating systems (OS) become more and more widely used in airborne computers. Linux kernel provides a number of standard (POSIX) tools and resources for implementation of wide range of tasks and allows to implement digital processing issues on described above computing systems effectively. This, in turn, speeds up the development and decreases costs of such systems. At the same time one of the important tasks is the development of effective access to DSP from user space of running OS. Linux kernel provides a range of techniques for resolving this task. These techniques have their own properties, pros and cons. In our case the most important criteria are: 1) the simplicity of usage by DSP software developers based on standard and widely used API; 2) avoiding the need of direct access to kernel and

device memory; 3) data throughput speed.

In this paper we consider the most preferable, in our opinion, for given criteria method of interaction of RISC-core and DSP in Linux-4.4+ environment on the example of the implementation of video encoding on Multicore processor.

Программный диагностический комплекс «Фрегат» и его применение

Кочетков А.Н.
УКБП, г. Ульяновск

Объектом исследования в настоящей работе является система автоматизированного проектирования (САПР) диагностического обеспечения авиационных бортовых информационных систем (АБИС) – САПР программный комплекс (ПДК) «Фрегат», который позволяет производить тестирование авиационного оборудования в процессе его разработки, отладки, производства и сопровождения, то есть не всем жизненным цикле (ЖЦ).

В процессе выполнения работы была исследована и разработана универсальная система автоматизированного проектирования диагностического обеспечения, которая позволяет производить тестирование бортовых авиационных систем отечественного производства.

Данная САПР названа - ПДК «Фрегат». В работе приведена структура данной САПР, описаны особенности построения данной системы и показаны результаты применения ПДК «Фрегат».

САПР ПДК «Фрегат» используется для создания тестового и функционального диагностического обеспечения АБИС.

ПДК «Фрегат» позволяет работать с оборудованием фирм: «ADVANTECH», АО «УКБП», «Элкус», «Hewlett Packard», «Aligent» и др.

Модульность построения ПДК «Фрегат» позволила расширить его функциональные возможности путем введения в его состав подсистемы диагностирования реального времени для диагностирования динамических характеристик АБИС.

Эффективность использования ПДК «Фрегат» подтверждается его многолетним успешным применением в таких производственных предприятиях и ремонтных базах, как АО «УКБП», ОАО «КБПА», ОАО «Международный аэропорт Шереметьево», Авиакомпания «Cubana de Aviacion S.A.» и др.

ПДК «Фрегат» награжден различными медалями как на отечественных, так и на международных выставках.

Software diagnostic system “Frigate” and its use

Kochetkov A.N.
JS UIMDB JSC, Ulyanovsk

The object of the research in the present competitive paper is a system of computer-aided design (CAD) of aviation onboard information systems (ABIS) diagnostic ensure - Software diagnostic complex (SDC) “Frigate”, which allows testing at all stages of the life cycle (LC). It describes the structure and features of construction of the diagnosis system.

The aim of the research is to develop a universal system for diagnostics of aircraft onboard information systems, which will allow for testing of the above systems at all stages of the LC.

In the process of the work at the competitive paper there was developed CAD - SDC «Frigate». The paper presents the structure of the CAD and shows the results of applying SDC «Frigate».

CAD SDC «Frigate» is used to provide test and functional diagnostic assurance of ABIS.

SDC «Frigate» allows you to work with the equipment of the companies: ADVANTECH, JSC «UIMDB», «Elkus», «Hewlett Packard», «Aligent», etc.

Modular construction of the SDC «Frigate» made it possible to extend its functionality by introducing in its composition the diagnostic agent for real-time diagnosis of ABIS dynamic characteristics.

The efficiency of SDC «Frigate» is confirmed by its longterm many years of successful application in JSC «Ulyanovsk Instrument Manufacturing Design Bureau», Ulyanovsk; JSC «Design Office of Industrial Automatics», Saratov; JSC «Sheremetyevo International Airport», Airline «Cubana de Aviacion S. A.», etc.

SDC «Frigate» was awarded various medals at domestic and international exhibitions.

Особенности реализации алгоритмов обработки видеоизображения в бортовых вычислителях на основе многоядерных сигнальных микропроцессоров серии «Мультикор»

Карамов С.В., Куликов П.В.

АВЭКС, г. Москва

Целью данной работы являлось исследование реализации алгоритма сжатия видеоизображения на многоядерном сигнальном микропроцессоре серии «Мультикор».

Для решения задач обработки видеоизображений в состав бортовых вычислителей эффективно включать микропроцессор, имеющий гетерогенную архитектуру, с ориентированным на вычисление компонентом, и связанным с ним компонентом обработки общего назначения.

В данной работе использовался микропроцессор серии «Мультикор» с гетерогенной архитектурой, содержащий два ядра цифрового сигнального процессора и процессор общего назначения. Часто прерываемые задачи, такие как получение изображения, сохранение и организация потока были возложены на процессор общего назначения, тогда как вычислительно интенсивное сжатие видеоизображения реализовано на цифровом сигнальном процессоре.

Ядро цифрового сигнального процессора содержит архитектурные возможности, позволяющие ускорить повторяющиеся, вычислительно интенсивные процедуры сигнальной обработки, что обеспечивает жизнеспособность варианта включения этих процессоров в системы обработки видеоизображений в реальном времени.

Программное обеспечение для ядра цифрового сигнального процессора разработано на языке ассемблер. Чтобы достигнуть максимальной производительности при использовании двух ядер цифрового сигнального процессора, код и данные эффективно разделяются для каждого из ядер. Для

достижения параллельной обработки используется конвейерная модель синхронизации ядер. Эта модель снижает коммуникационные издержки между ядрами, что положительно сказывается на эффективности.

Результатом выполненной работы являются проведенные исследования реализации алгоритма сжатия как статических изображений, так и видеоизображений на многоядерном сигнальном микропроцессоре серии «Мультикор». Многоядерная архитектура микропроцессора позволила произвести параллельную обработку видеоизображения и тем самым повысить производительность.

Features of the video processing algorithms in on-board computers on the “Multicore” platform DSP-cores

Karamov S.V., Kulikov P.V.
AVECS, Moscow

The aim of this research work was implementation of video compression algorithm on the “Multicore” platform DSP-cores.

The microprocessor can be enabled to solve video processing tasks in the on-board computers having heterogeneous architecture with a computation-oriented front end coupled with a general-purpose processing back end.

In this work we used microprocessor “Multicore” platform DSP-cores with heterogeneous architecture, such as digital signal processor and general purpose processor. Interrupt-intensive tasks such as image capturing, storing and streaming can be partitioned to general purpose processor while the computation-intensive image compression is implemented on the digital signal processor.

The DSP-core contains architectural features that help one to speed up repetitive, compute-intensive signal processing routines, making them a viable option for inclusion in a real-time video processing system.

The software for the DSP-core is writing assembly code. To achieve maximum processing speed, we to utilize both cores efficiently by partitioning code and data across each core. To achieve parallel processing we use the pipelined model. The pipelined model has lower communication overhead, which makes it much more efficient.

Result of this work is testing video compression algorithm implementation on the “Multicore” platform DSP-cores. Multi-core architecture of the microprocessor allowed to make a parallel video processing and thereby increase performance.

Способ векторной широтно-импульсной модуляции с дополнительными нулевыми векторами

Ле Дык Тиеп
МАИ, г. Москва

Целью данной работы являлось рассмотрение вопросов векторной широтно-импульсной модуляции с применением дополнительных нулевых векторов, использование карты Карно для оптимизации алгоритма переключения силовых ключей импульсного усилителя мощности для управления асинхронным двигателем в режиме векторной ШИМ.

Первый этап разработки создание лабораторного макета. При разработке макета были использованы микропроцессор DSPic30F4012, IGBT IRGP50B60PD1, драйвер HCPL 3120.

Второй этап разработки реализация векторной ШИМ с дополнительными нулевыми векторами, использование карты Карно для оптимизации импульсного усилителя мощности асинхронного двигателя.

Методология построения векторных модуляторов базируется на векторном представлении совокупности выходных напряжений инвертора и ориентирована на микропроцессорную реализацию. Алгоритм формирования построен с предположением, что силовые ключи инвертора напряжения, относящиеся к одной фазе нагрузки, работают строго в противофазе и переключаются мгновенно. Подмножеством допустимых опасных двухсторонних переходов назовем совокупность таких переходов между допустимыми, при которых инвертируется хотя бы один слог управляющего слова. Опасному переходу соответствует одновременное переключение двух ключей элементов одной стойки, из-за чего возникают, в следствии конечного времени переходных процессов в силовых транзисторах ключей элементов, сквозные токи, которые существенно ухудшают энергетические показатели ИУМ. Изучение показало, что все переходы при изображении на карте Карно, которые параллельны сторонам карты Карно, будут относиться к подмножеству допустимых безопасных двухсторонних переходов и не приводят к возникновению сквозного тока в инверторе, а в случае, если они перпендикулярны или близко перпендикулярны, или параллельны диагоналям карты Карно, они будут относиться к подмножеству допустимых опасных двухсторонних переходов.

Vector pulse width modulation technique with additional zero vector

Le Duc Tiep
MAI, Moscow

The purpose of this repost consists in study of the vector pulse width modulation with using the zero vectors, the formation of base vectors in a three-phase bridge configuration and optimization algorithm switching transistors pulse amplifiers power induction motors in vector mode PWM. Using the Karnaugh map for optimizing the pulse amplifiers induction motor in vector mode PWM

The first stage of the design was to create a model of the a bread board. When designing this bread board were used microprocessor DSPic30F4012, IGBT IRGP50B60PD1, driver HCPL 3120. DSPic30F4012, IGBT IRGP50B60PD1, driver HCPL 3120.

The second stage of the development of is the implementation of vector PWM with using the zero vector using the Karnaugh map for optimizing the pulse power amplifiers induction motor. Methodology of the vector modulator is based on a vector representation of the aggregate output voltage of the inverter and is focused on the implementation of the microprocessor. The algorithm for generating and constructing was assumed that the keys voltage inverter relating to a single-phase load, operate strictly in phase opposition and are switched instantly. A subset of permissible dangerous bilateral transitions is the set of transitions between admissible under which is inverted at least one control word syllable. Danger transition corresponds to the simultaneous switching of the two key elements in the same rack, because of which

arise as a consequence of the end time of transients in the power transistor elements keys through currents that significantly impair the energy performance PWM. Was studied to show that all the transitions in the image on the Karnaugh map, which are parallel to the sides Karnaugh map will include a subset of the permissible sound bilateral transitions and do not lead to the emergence of a through current in the inverter, and if perpendicular or near perpendicular or parallel to the diagonals of the Karnaugh map will include a subset of permissible dangerous bilateral transitions.

Технология формального представления данных параметрического контроля

Лебедева Н.А.

НПП «Темп», МИЭМ НИУ ВШЭ, г. Москва

С позиции технического обслуживания летательный аппарат (ЛА) является одним из сложнейших технических систем, поэтому для ряда подсистем ЛА характерна оценка исправности с использованием параметрического контроля.

Непосредственно оценка состояния подсистемы (работоспособное - неработоспособное) производится при помощи встроенных систем контроля (ВСК). Данные для оценки состояния могут поступать на вход ВСК в самом различном виде: это может быть информация с простых датчиков или с многокомпонентной измерительной аппаратуры. Точно также и оценка состояния в ВСК может проводиться как простейшим допусковым контролем, так и при помощи сложнейших математических моделей подсистемы, нейронных сетей, анализа аномальных трендов и т.д.

Таким образом, на выходе из ВСК имеются данные о состоянии системы, представленные в самом разрозненном виде. В настоящем докладе предложена технология формального представления данных параметрического контроля, позволяющая свести все эти разрозненные показания к единым переменным, которые в дальнейшем можно использовать при анализе отказов в бортовой системе технического обслуживания (БСТО).

С учетом сформированной технологии были изменены алгоритмы принятия решений о локализации отказов в БСТО: введено понятие параметрического признака, отражающего данные параметрического контроля, а также понятие степени отказа КСЕ, характеризующее близость объекта к работоспособному или неработоспособному состоянию на основании значения параметрического признака. Создана возможность нормирования степени отказа КСЕ в зависимости от необходимости проведения технического обслуживания (ТО).

При помощи описанной технологии были исследовано выявление трудно диагностируемых (кратковременных и многократных) отказов. Выявлены преимущества, которые дает применение параметрического контроля в БСТО при определении трудно диагностируемых отказов.

Эффективность предложенной технологии проверена на макетном программном комплексе автоматизированного построения алгоритмов БСТО.

The technology of a parametric control data's formal representation

Lebedeva N.A.

SPE «Temp», MIEM HSE, Moscow

Aircrafts are one of the most complex technical systems, so serviceability of some aircraft's subsystems estimated using parametric control.

The assessment of subsystem's condition (usable - unusable) produced by Built-in Test Equipment (BITE). Data can arrive to the input of BITE in various forms: it can be simple information from sensors or from multicomponent measuring equipment. Similarly the assessment of subsystem's condition in BITE can be done by a simple tolerance control or by complex mathematical models of subsystems, neural networks, analysis of anomalous trends, etc.

So the output from BITE is the assessment of subsystem's condition which presented in fragmented form. In this report provided the technology of a parametric control data's formal representation. It allows reducing all these fragmented data for a single variable, which can be used in the analysis of failures in the onboard maintenance system (OMS).

With considering of the proposed technology have been changed the algorithms of decision-making in OMS.

Using this technology was investigated diagnostics of difficult failures (short-event and multiply failures).

The effectiveness of the proposed technology was tested in OMS Integrated Development Environment (IDL).

Система стабилизации зазора для бесконтактного сканирующего профилометра на основе ОТЭ

Бусурин В.И., Лю Чжэ

МАИ, г. Москва

Бесконтактные профилометры часто используют метод сканирования для получения данных о форме поверхности тел. При этом для обеспечения бесконтактного сканирования, не повреждающего поверхность, могут быть применены оптические методы, например, на основе оптического туннельного эффекта (ОТЭ) [1]. В процессе работы такого сканирующего профилометра оптический преобразователь приближения движется вдоль тестируемой поверхности, не касаясь ее. Для обеспечения корректного считывания результатов измерений необходимо поддерживать зазор между оптическим преобразователем приближения и тестируемым телом постоянным с высокой точностью. Для этого предлагается использовать следующую систему с обратной связью, обеспечивающую стабилизацию нанозазоров. Это позволяет получать сигналы, зависящие от топографии поверхности, и на их основе строить карту высот.

Система стабилизации зазора бесконтактного профилометра содержит преобразователь приближения на основе ОТЭ, фотоприёмник, преобразователь «ток-напряжение», датчик высоты поверхности и пьезодвигатель. В процессе работы системы стабилизации преобразователь приближения преобразует зазор d в изменения оптического излучения $P_{\text{фн}}$, и формируется напряжение обратной связи U_{oc_d} . По разности напряжения U_{oc_d} и задающего напряжения U_{d0} получаются приращение напряжения ΔU_d , которое обеспечивает управление пьезодвигателем, применяемым для движения преобразователя приближения, что обеспечивает стабилизацию зазора d на заданном начальном уровне d_0 .

Проведен анализ работы системы стабилизации с источником излучения с оптической мощностью $P_{\text{ии}}=100$ мкВт, фотоприёмником ФД324 с

чувствительностью $S_{\Phi d}=0,4A/Wt$ и темновом токе $I_T=0,005\mu A$, преобразователем «ток-напряжение» с $R_{1U}=100$ кОм. При этом диапазон изменения зазора d составил 50...250 нм при заданном начальном зазоре $d_0=150$ нм, что соответствовало напряжению $U_{d0}=3.5$ В. В качестве пьезодвигателя можно использовать piezolegs или piezowalk на основе обратного пьезоэлектрического эффекта с приводом из 4-х активных модулей, перемещающих направляющую с максимальным шагом 1,24 мкм, что обеспечивает эффективную работу системы стабилизации на скоростях до нескольких миллиметров в секунду.

Литература

2. Бусурин В.И., Лю Чжэ, Ахламов П.С., Бердюгин Н.А., Исследование бесконтактного оптического преобразователя приближения мехатронной системы стабилизации зазора сканирующего профилометра/ Мехатроника, автоматизация, управление, Том 16, № 1, 2015

System stabilization gap for non-contact scanning profilometer based OTE

Busurin V.I., Liu Zhe

MAI, Moscow

Non-contact profilometer often use scanning method to obtain data about the shape of the surface of the body. Thus, optical methods, for example, based on the optical tunneling effect (OTE) [1] can be used for non-contact scanning without damaging the surface. In operation of such a scanning optical profilometer transducer moves along the test surface, without touching it. To ensure a correct reading of the measurement results is necessary to maintain the gap between the optical module and the test approach permanent body with high accuracy. For this proposed use of tracking feedback system that provides the stabilization of nanometer gap. This allows you to receive signals, depending on the topography of the surface, and on this basis to build a height map.

The system of non-contact profilometer stabilization gap comprises a converter approach based OTE, photodetector, the converter “current-voltage”, the height of the surface of the sensor and a piezomotor. In the process of stabilizing the converter system converts approximations gap d changes in the optical radiation $P_{\Phi d}$, and formed a feedback voltage $U_{os.d}$. According to the difference of voltage $U_{os.d}$ and master voltage U_{d0} , increments are obtained voltage ΔU_d , which provides piezomotor control applied to traffic proximity transducer that provides stabilization of the gap d at a given initial level d_0 .

In the analysis of this article, the stabilization system with a radiation source with optical power: $P_{\Phi} = 100 \times 10^{-6}$ W, for sensitivity Φ/d [324], $S_{\Phi d} = 0.4A / W$ and the dark current of photodetector: $I_T = 0,005 \times 10^{-6} A$, converter “current-voltage” with $R_{1U} = 100 \times 10^3$ ohms. In this case the range of variation of the gap d was 50... 250 nm. For a given initial gap $d_0 = 150$ nm, which corresponds to the voltage $U_{d0} = 3.5$ V. For piezomotors can be used with piezolegs or piezowalk based on the feedback piezoelectric effect from 4-active modules by conveying guide with a maximum pitch of 1.24 microns, which provides effective stabilization of the system at speeds of up to several millimeters per second.

Literature

1. Busurin V.I., Liu Zhe, Ahlamov P.S., Berdyugin N.A., Research Contactless Optical Transmitter approximation mechanical system gaps stabilization scanning profilometer / Mechatronics, Automation, Control, Volume 16, number 1, 2015

**Аэродромный одноосный колёсный модуль с платформой,
стабилизируемой в плоскости горизонта**

Черноморский А.И., Максимов В.Н., Михеев В.В.

МАИ, г. Москва

Одноосные колёсные модули (ОКМ) в последние годы получили широкое распространение и могут быть использованы как носители аппаратуры для решения разнообразных аэродромных задач: мониторинга окружающего пространства путем управления угловой ориентацией визирной линии; измерения геометрических параметров покрытий взлётно-посадочных полос и рулёжных дорожек, в частности их продольных и поперечных уклонов и других.

В известных схемах построения ОКМ (типа Segway) используется платформа, имеющая лишь одну угловую степень свободы относительно оси колёсной пары, что исключает возможности горизонтирования платформы при движении ОКМ по поверхности с уклонами, а также решения задач мониторинга независимо от характера траекторного движения. Для горизонтирования платформы ОКМ предложено размещать её в шарнирах на раме, что обеспечивает платформе дополнительную угловую степень свободы вокруг оси, перпендикулярной оси колёсной пары. ОКМ в этом случае представляет собой фактически двухосный силовой гироскопический стабилизатор, перемещающийся по заданным траекториям на подстилающей поверхности. Собственно, горизонтирование реализуется через гироскопы по управляющим сигналам от акселерометров. Стабилизация платформы осуществляется на основе использования маховичных силовых исполнительных элементов и балансировочных грузов.

Разработана математическая модель неголономного ОКМ, перемещающегося по ровной подстилающей поверхности без проскальзывания. Определена структура управлений вращательным движением несбалансированной платформы, обеспечивающих её невозмущаемость по отношению к силам инерции при произвольных перемещениях ОКМ. Решена также задача невозмущаемости этими силами акселерометров в каналах горизонтирования. Невозмущаемость платформы и акселерометров достигнута за счет использования условий неголономности ОКМ. Определены рациональные значения коэффициентов законов управления угловым положением платформы.

Aerodrome one-axis wheel module with platform stabilizing in the horizontal plane

Chernomorskiy A.I., Maximov V.N., Mikheev V.V.

MAI, Moscow

One-axis wheel modules (OWM) in modern years have become widespread particularly as an equipment carriers for a variety of solutions of aerodrome tasks: monitoring the surrounding area by controlling the angular orientation of the line of sight; measurement of geometrical parameters of runways and taxiways coating, in particular, their longitudinal and transverse slope and others.

Traditional OWM (like Segway) consists from a platform, which has only one angular degree of freedom relative to the axis of the wheel set, that eliminates possibility of leveling the OWM's platform when moving along the surface with slopes, for solution of monitoring tasks, regardless of the trajectory of motion. For leveling OWM's platform it was suggested to place it in the bearings mounted on the frame, which provide an additional platform angular degree of freedom about an axis perpendicular to the axis of the wheel set. The OWM in this case is actually a two-axis gimbal gyro stabilizer that moves along a predetermined path on the underlying surface. Horizontal leveling is realized by the gyroscopes according to the control signals from the accelerometers. Stabilization of the platform is based on the use of flywheel power actuators and balancing weights.

A mathematical model of nonholonomic OWM moving on a flat underlying surface without slipping was presented. The structure of controls of rotational movement of an unbalanced platform, providing its invariance to inertia forces for arbitrary displacements of OWM. The problem of these accelerometers invariance to the forces in leveling channels was also solved. Invariance of the platform and accelerometers is achieved by the use of terms OWM's nonholonomicity. Rational values of control laws coefficients of the angular position of the platform were determined.

Применение кодов Рида-Солома для защиты ПЛИС от сбоев вызванных радиационными эффектами космического пространства

Никитин А.А.¹, Жигулевцев Ю.Н.²

¹РКК «Энергия», г. Королёв; ²МГТУ им. Баумана, г. Москва

Одним из главных элементов систем управления космическими аппаратами является программируемая логическая интегральная схема (ПЛИС). Основным её достоинством является возможность реализации многоканальных систем с высокой степенью точности синхронизации.

Под действием радиационных факторов космического пространства в структуре ПЛИС могут происходить два типа сбоев. Первый тип - это деградация основных характеристик под действием накопленной дозы радиации. Второй тип – единичные отказы, вызванные попаданием в логические элементы схемы тяжелых заряженных частиц. Исходя из перечня разрешённых к применению в условиях радиации ПЛИС доступны только микросхемы выполненные по технологии Antifuse. Для данного типа ПЛИС стоит учитывать только единичные сбои, а именно: SET, SEU и SEL.

В работе предлагается для обнаружения и исправления ошибок применять недвоичные циклические коды Рида — Соломона. Данный класс кодов позволяет исправлять ошибки в блоках данных. Элементами кодового вектора являются не биты, а группы битов, то есть блоки.

В результате работы была разработана модель декодера Рида-Соломона и реализован стенд тестирования для покрывающих тестов.

На практике подтверждена основная особенность данного типа кодов, исправлять многократные пакеты ошибок, что дает возможность получать дополнительные результаты за счет совмещения кодов Рида-Соломона и, например, свёрточных кодов.

The use of Reed-Solomon codes for FPGA protection against failures caused by cosmic space radiation effects

Nikitin A.A.¹, Zhigulev Y.N.²

¹RSC "Energia", Korolev; ²BMSTU, Moscow

One of the main elements of the spacecraft control systems is the programmable logic integrated circuits (FPGA). Its main advantage is the possibility of implementing multi-channel systems with a high degree of synchronization accuracy. Two types of failures can occur under the influence of radiation factors of the cosmic space in the FPGA structure. The first type is the degradation of the main characteristics under the influence of the accumulated radiation dose. The second type is the single failure caused by hitting the logic circuit elements of heavy charged particles. Based on the list of permitted in a radiation FPGA chips are only performed on Antifuse technology. For this type of FPGA only single failures are taken into account: SET, SEU and SEL.

We propose to apply non-binary Reed - Solomon cyclic code for error detection and correction. This code-class allows correcting errors in data blocks. The elements of the code vector are not the bits but in bit groups, i.e. blocks.

As a result a decoder model was developed by Reed-Solomon and a test stand for coating tests was implemented.

In practice, the main feature of this code type was confirmed, i.e. correction of multiple errors packages, which makes it possible to obtain additional results by combining Reed- Solomon-codes, for example, convolutional codes.

Маятниковый построитель вертикали с релейным управлением

Петрухин В.А., Мельников В.Е.

МАИ, г. Москва

Рассмотрены возможности улучшения метрологических характеристик слабо возмущаемого маятникового построителя вертикали (МПВ) места на подвижном объекте. Результат достигается за счет введения релейного управления в цепь формирования сигнала, компенсирующего влияние горизонтального ускорения объекта на маятник. Разработана структурная схема и имитационная модель. Представлены результаты моделирования такого построителя вертикали. Показано, что в сравнении с ранее рассмотренным маятником с коррекцией от акселерометра, заметно увеличивающим постоянную времени маятника и время «памяти» до нескольких секунд, в данном варианте удается удерживать маятник в положении вертикали места с требуемой точностью практически неограниченное время. Такой маятник становится квазибезвозмущаемым, но только в случае отсутствия или малости углов отклонения маятника по осям крена и тангажа.

В случае произвольного углового движения объекта относительно указанных осей потребуются наличие следящего корпуса, на котором расположены маятник и корректирующий акселерометр с использованием шагового привода. Результаты имитационного моделирования одноосного варианта показали, что точность удержания вертикали при наличии ускорения $\pm 1g$ и угле отклонения корпуса объекта $\pm 45^\circ$ не превышала $\pm 0.1^\circ$.

Но если в программе полетного задания объекта предусмотрен достаточно продолжительный отрезок времени полета с необходимостью жесткого удерживания его осей в горизонтальной плоскости, то может быть реализован индикаторный режим стабилизации объекта по соответствующим осям. Например, при решении задач разведки или аэрофотосъемки. Для такого применения достаточно обоснованно построение двухосного МПВ, в котором каналы строителя практически независимы.

Рассмотрена целесообразность реализации основных функциональных элементов МПВ на элементах, выполненных по единой конструктивно-технологической основе, в котором в качестве основного конструкционного материала использовано оптически чистое кварцевое стекло. Это позволяет значительно улучшить инструментальную точность, габаритно-массовые показатели. Представлены примеры электро-кинематических и конструктивных решений базовых элементов МПВ.

Pendulum vertical indicator with relay control

Petrukhin V.A., Melnikov V.E.

MAI, Moscow

The possibilities of improving the metrological characteristics of weakly perturbed pendulum vertical indicator (PVI) on the mobile unit are considered. The result is achieved by the introduction of the relay control in signal conditioning circuit, compensating the influence of horizontal acceleration of the object on the pendulum. The block diagram and the simulation model is developed. The simulation results of this vertical indicator are presented. It is shown that in comparison with the previously considered pendulum correction from the accelerometer, markedly increasing the time constant of the pendulum and the "memory" to a few seconds, in this embodiment manages to keep the pendulum in place of the vertical position with the required precision practically unlimited time. Such a pendulum becomes quasi-imperturbable, but only in case of absence or small angles of deviation of the pendulum on the pitch and roll axes.

In the case of an arbitrary angular motion of the object relative to these axes need to have tracking housing, on which are located the pendulum and compensating accelerometer using a stepper motor. The results of the simulation of uniaxial variant showed that the accuracy of the vertical retention in the presence of $\pm 1g$ acceleration and angle of deviation of the object $\pm 45^\circ$ does not exceed $\pm 0.1^\circ$.

But if the object flying mission program is provided sufficiently long flight time segment with the need for strict retention of its axes in a horizontal plane, PVI can be implemented by the stabilization mode indicator of corresponding object axes. For example, when solving problems of aerial photography or aerial reconnaissance. For such an application quite reasonably to build biaxial PVI, which are in PVI practically independent channels.

We consider the feasibility of implementation of the main functional elements of the PVI on the elements performed on a single constructive-technological basis, in which as the main construction material used is optically pure quartz glass. This can significantly improve accuracy, dimensions and weight. Examples of electro-kinematic and design solutions of basic elements of the PVI are presented.

**Анализ основных причин возникновения локальных неравномерностей
цветности изображения, формируемого авиационными
многофункциональными индикаторами на базе цветных
активноматричных жидкокристаллических экранов**

Подгородняя А.С.
РПКБ, г. Раменское

Целью данной работы является решение задачи обеспечения безошибочности считывания информации экипажем летательного аппарата (ЛА) в условиях воздействия повышенной и пониженной температуры окружающей среды. Данную цель планируется достичь за счёт повышения качества изображения, формируемого авиационными многофункциональными индикаторами (МФИ) и многофункциональными пультами-индикаторами (МФПИ).

Для решения поставленной задачи в ходе работы планируется:

1. Провести классификацию основных видов дефектов изображения, проявляющихся в виде изменения цветности изображения на жидкокристаллических экранах (ЖКЭ) при воздействии повышенной и пониженной температуры окружающей среды.

2. Определить основные факторы, вызывающие локальные неравномерности цветности изображения на цветных активноматричных жидкокристаллических экранах.

3. Провести анализ конструкций экранных модулей МФИ и процессов рагидизации ЖКЭ, приводящих к появлению локальных неравномерностей цветности изображения;

4. Проанализировать основные методы снижения уровня данных дефектов изображения на цветных активноматричных жидкокристаллических экранах.

В результате выполненной работы определены основные способы улучшения качества изображения на жидкокристаллических экранах и, как следствие, обеспечивающие безошибочность считывания информации экипажем летательного аппарата.

**Analysis of the main causes of local chromaticity irregularities on the image,
formed by the avionic multi-functional indicators**

Podgorodnyaya A.S.
Ramenskoye Design Company, Ramenskoye

The aim of this work is solving the problem of providing faultless reading of information by the crew of aircraft in the high or low temperature environment. This goal is planned to be achieved by improving the quality of the image, formed by the aviation multi-functional indicator (MFI) and multi-functional remote-indicators (NFRI).

To solve the problem it is planned to:

1. Classify the main types of defects- changes in the image color on the LCD screen (LCD).

2. Identify main factors, that cause the color image mura on the active matrix LCD screens.

3. Analyze liquid crystal display structure elements for avionic multifunctional indicators and ruggedization processes of active matrix color LCD screens.

4. Determine the main methods of the mura reducing on color LCD screens.
As a result of work the main ways of image quality improvement on LCD screens were found.

Источник вторичного электропитания с дополнительным контуром цифрового управления для АФАР

Рейсман А.А.
ГРПЗ, г. Рязань

На сегодняшний день перспективным направлением построения бортовой радиолокационной станции (РЛС) является технология активной фазированной антенной решетки. В такой антенне, состоящей из множества отдельных элементов, каждый элемент имеет свой собственный миниатюрный передатчик, приёмник, фазовращатель и др.

К электропитанию подобных устройств предъявляются повышенные требования в части стабильности выходного напряжения, низкого уровня пульсаций и работоспособности в широком диапазоне нагрузок, связанной с импульсным характером потребляемого тока. При этом значительная мощность, потребляемая подобными устройствами, а также все возрастающие требования к миниатюризации бортовых систем, делает построение источников вторичного электропитания (ИВЭП) для них на основе непрерывных стабилизаторов затруднительным.

Для примера рассмотрим импульсный ИВЭП мощностью 200 Вт, выполненный по схеме прямоходового преобразователя. Силовой контур преобразователя состоит из инвертора, высокочастотного трансформатора и выпрямителя. Управление осуществляется на основании сигнала «обратной связи» датчика выходного напряжения, исходя из которого, определяется коэффициент заполнения ШИМ-сигнала (сигнала с широтно-импульсной модуляцией) инвертора. Дополнительно в подобном преобразователе обычно присутствуют датчики тока и входного напряжения, сигнализирующие об аномальной работе преобразователя, источника энергии или нагрузки.

Стабильность выходных параметров преобразователя зависит от стабильности параметров силового контура и датчика «обратной связи». В условиях воздействия всех дестабилизирующих факторов (таких как изменение тока нагрузки, входного напряжения, температуры окружающей среды и т.д.) нестабильность выходного напряжения может достигать 5-7 %.

Для повышения стабильности параметров вводится дополнительный контур цифрового управления, выполненный на микроконтроллере. Выходное напряжение через преобразователь уровня поступает на аналого-цифровой преобразователь (АЦП). При этом питание АЦП осуществляется высокостабильным непрерывным стабилизатором напряжением 4,096 В, что позволяет избежать ошибок. На основании сигнала АЦП микроконтроллер формирует корректирующий сигнал, который через ЦАП (цифро-аналоговый преобразователь) и интегратор «замешивается» в сигнал обратной связи.

При применении подобного дополнительного контура цифрового управления нестабильность выходного напряжения снижается до 0,5%.

Кроме того, за счет того что степень влияния на «обратную связь» может быть значительной, появляются возможности для широкой настройки выходных параметров ИВЭП, в том числе и дистанционно.

Secondary power source with additional digital control circuit for AESA

Reysman A.A.
GRPZ, Ryazan

Nowadays active electronically scanned array (AESA) technology is a promising direction of designing radar. In such antenna, consisting of many single elements, each unit has its own miniature transmitter, receiver, phase shifter etc.

High requirements to electric power of similar devices are desired, particularly to output voltage stability, low pulse level and operating in wide load range, related to supplied current pulse shape. Herewith significant power, supplied by such devices, and ever increasing requirements to miniaturization of on-board systems, makes difficult designing secondary power source (SPS) based on continuous regulator.

For example consider pulse SPS with power 200W, performed by using forward converter circuit. Power part of convertor consists of inverter, high frequency transformer and rectifier. Control is executed by “feedback” signal from output voltage detector, which sets PWM-signal (signal with pulse width modulation) fill factor. Also in such convertor there are current detectors and input voltage detectors, informing about abnormal operating of convertor, power source and electric load.

Stability of converter parameters depends on stability of power circuit and “feedback” detector. In conditions of destabilizing factors effect (such us output current variation, input voltage, environment temperature etc.) the output voltage instability can achieve 5-7%.

Additional digital control circuit, performed by using microcontroller, is introduced to increase parameters stability. Output voltage enters through the level converter into the analog-to-digital converter (ADC). Herewith ADC supply is realized by highly stable continuous stabilizer with voltage 4,096V, which allows to avoid bugs. ADC microcontroller forms adjusting signal, which enters into “feedback signal” through the digital-to-analog converter (DAC) and integrator.

Applying of such additional digital control circuit reduce output voltage instability to 0,5%.

Since influence to “feedback” can be significant, new opportunities to wide adjustment PSP output parameters appear, including remote control.

Коррекция инерциальной навигационной системы конвертоплана при переходе в вертикальный режим тяги

Карамов С.В., Латыпова П.А., Селезнева М.С.
АВЭКС, г. Москва

Одним из перспективных типов БПЛА считаются БПЛА конвертопланного типа. Управление конвертопланом (КП) осуществляется на основе информации о динамических параметрах и состоянии внешней среды. Информация о параметрах КП определяется с помощью различных навигационных систем и систем ориентации. На практике, при переходе КП из горизонтального режима полета в вертикальный режим, и наоборот, возникают ситуации, когда

измерительные сигналы от навигационных систем временно пропадают. Также, пропадание сигналов обусловлено влиянием активных и пассивных помех. В этом случае продолжает функционировать только инерциальная навигационная система (ИНС). Сигналы ИНС имеют погрешности, которые нарастают с течением времени. Поэтому ИНС современных КП корректируют с помощью сигналов от других измерительных систем.

Рассматривается автономная ИНС, состоящая из гиросtabilизированной платформы (ГСП) и установленных на ней акселерометров. ГСП построена на базе трех двухстепенных гироскопов.

В эксплуатационных условиях КП, на котором установлена ИНС, совершает всевозможные движения вокруг центра масс. Это приводит к возмущающим моментам вокруг осей подвеса ГСП ИНС.

Наиболее опасными являются периодические или знакопеременные возмущающие моменты. Рассматриваемый в настоящей работе систематический дрейф ГСП является методической погрешностью и может быть уменьшен только его алгоритмической компенсацией, а не технологическими методами. Формирование компенсационного сигнала сопряжено с трудностями в получении информации об углах и угловых скоростях ГСП вокруг осей стабилизации.

В практических приложениях используется метод компенсации, основанный на приближенном формировании угловых скоростей ГСП вокруг осей стабилизации как функции соответствующих углов прецессии.

Такой метод компенсации нелинейных гироскопических моментов позволяет увеличить точность работы ИНС. Однако использовать этот метод в условиях перехода с режима полета в режим посадки не представляется возможным из-за того, что уравнения описывающие изменения погрешностей ИНС становятся неадекватными. Поэтому для осуществления коррекции в переходном режиме целесообразно строить модель погрешностей ИНС с помощью какого-либо эволюционного алгоритма, например генетического алгоритма или алгоритма самоорганизации.

Преимуществом предложенного подхода является возможность получить адекватную нелинейную модель погрешностей ИНС в процессе функционирования системы и использовать ее для коррекции.

Correlation of tilt-rotor plain's inertial navigation system during transition to vertical traction mode

Karamov S.V., Latypova P.A., Selezneva M.S.
AVECS, Moscow

One of prospective types of unmanned flying vehicles is a tilt-rotor plane. Tilt-rotor plane's control execution is based on information concerning dynamic parameters of external environment. Such information is obtained via different navigation systems and position control systems. Practically tilt-rotor plane's transition from flight to touchdown causes the situations of temporarily navigation systems' signals absence due to the influence of active and passive interferences. Inertial navigation system (INS) is the only system operational in the case. Errors of INS's signals are increasing

in time thus it is the reason of INS data correction through the use of signals from other types of navigation systems on modern tilt-rotor planes.

The article considers standalone INS consisting of gyro-stabilized platform (GSP) with installed accelerometers. GSP structure is based on three restrained gyroscopes.

In the exploitation process of tilt-rotor plain with installed INS, the plain makes different moves around the center of mass. Such movements results in disturbance torque's appearance on the axes of GSP suspension.

There are periodic or alternating-sign disturbance torques that are the most critical. Periodical drift of GSP considered in the article represents the method error. It cannot be reduced by technical methods and requires usage of compensation algorithms. The construction of such algorithms involves difficulties of obtaining information concerning angles and angular velocity of GSP for the stabilization axes.

The modern practice uses compensation method based on approximate calculation of GPS' angular velocity for stabilization axes as the function of relative precession angles.

Such method allows increasing accuracy of INS. However, execution of the method during transition from flight touchdown seems to be impossible to in commensuration of the errors' transformation equations. That is why it is appropriate to build an INS error model using evolution algorithm like genetic or self-organization algorithm.

The advantage of described approach is the possibility to obtain adequate nonlinear INS error model in the process of system's exploitation and to use it for corrections.

Стенд для отработки бортового оборудования беспилотного вертолета

Сергупов И.В., Алилуев С.В., Яшин А.Г.

КБИА, г. Саратов

При проектировании беспилотных вертолетов (БВ) одним из средств отработки бортового оборудования является комплексный исследовательский (испытательный) стенд, позволяющий на практике оценить эффективность принятых инженерных решений, а также сделать выводы о готовности летательного аппарата к летным испытаниям в реальных условиях эксплуатации.

Основными элементами, имитирующими работу БВ, являются: составляющие силовой установки – каркас фюзеляжа, двигатель внутреннего сгорания в составе силового агрегата, соединительная муфта, система топливная, система смазки, система водяного охлаждения, система воздушного охлаждения, система выхлопная; составляющие несущей системы – рама подредукторная, редуктор, соосные валы, несущие винты, автоматы перекоса, механическая проводка управления; система управления двигателем; система электроснабжения; устройство пилотирования с приводами управления автоматом перекоса и т.д. Функциональные проверки и регистрация полученных данных на стенде осуществляются при помощи средств автоматизированного пульта управления и комплекта дополнительных датчиков. Для обеспечения безопасности работы персонала стенд оснащен защитными экранами, системами пожаротушения и видеонаблюдения, системой приточно-вытяжной вентиляции с устройством отвода отработавших газов.

Стенд позволяет выбрать оптимальный вариант конструкции летательного аппарата путем измерения вибраций двигателя, определения собственных частот

колебания различных узлов устройства, измерения температуры наиболее нагретых поверхностей (двигателя, выхлопной системы, системы водяного охлаждения, масляной система и т.д.) и построение картины распределения тепловой энергии в подкапотном пространстве фюзеляжа ББ.

Обеспечение возможности комплексной отработки на стенде летательного аппарата в целом позволит в будущем проводить на нем предварительные, наземные-стендовые и государственные (межведомственные) испытаний как ББ, так и его отдельных составных элементов.

The bench for unmanned helicopter on-board equipment refinement

Sergushov I.V., Aliluev S.V., Yashin A.G.

DBIA, Saratov

Designing unmanned helicopters (UH), one of the means of equipment refinement is a combined research (test) bench, allowing evaluating the effectiveness of engineering decisions in reality and drawing a conclusion on the aircraft readiness for flight tests in actual operating conditions.

The major components, simulating UH operation, are: the power unit components – fuselage skeleton, combustion engine as a part of the power unit, connecting sleeve, fuel flow system, oil system, water cooling system, air cooling system, exhaust system; the rotor system components – subgear frame, gear, coaxial shafts, rotor, swash plate, mechanical control linkage; the engine control system; electrical system; flight instrument with driving mechanisms, a swash plate, etc. The bench functional test and acquired data recording is performed using an automatic control panel and a set of supplementary sensors. For operational safety the bench is equipped with a protective screen, fire extinguisher system, video control system, supply and exhaust ventilation system with exhaust fumes output device.

The bench provides an opportunity to choose the optimum aircraft design, measuring the engine vibration, defining self-resonant frequency of the various device components, measuring the temperature of the most warmed up surfaces (of the engine, exhaust system, water cooling system, oil system, etc.), and creating the scheme of heating energy accommodation in the UH cowl compartment.

The possibility to carry out bench refinement allows performing preliminary, ground and bench, official tests of UH and its individual components.

Экспериментальные исследования перспективных рулевых приводов летательных аппаратов

Скрябин А.В.^{1,3}, Ерофеев Е.В.³, Стеблинкин А.И.³, Халецкий Л.В.³,
Лунев А.А.²

¹МАИ, ²Прикладная кибернетика, г. Москва; ³ЦАГИ, г. Жуковский

Экспериментальная отработка рулевых приводов является одним из необходимых этапов разработки систем управления современных летательных аппаратов. В отделе динамики полета и систем управления ЦАГИ создан комплексный стенд систем управления, позволяющий проводить автономные, полунатурные и комплексные испытания систем рулевых приводов. В ходе данных испытаний исследуются динамика, качество регулирования и отказобезопасность приводов, в том числе перспективных

электрогидростатических и электромеханических, а также отказобезопасность всей системы управления летательным аппаратом.

Работа посвящена созданию автоматизированного аппаратно-программного комплекса для проведения испытаний, а также перспективам его развития, в том числе реализующим переход к испытаниям приводов «более электрического» самолета, учитывая особенности динамики «электрических» приводов (электрогидростатических и электромеханических), а также проблем, связанных с резервированием приводов.

Для расширения возможностей исследований, повышения точности измерений и моделирования динамики объекта в реальном времени используется измерительно-вычислительный комплекс на базе модульных компонентов (программных и аппаратных) разработки National Instruments.

В качестве аппаратной составляющей используются PXIe-крейты с управлением по шине MXI от ПК либо со встроенным контроллером реального времени. Также используются модули цифрового обмена данными с натурными объектами: ARINC-429, MIL-STD 1553B, RS-232/485 и CAN.

Для создания ПО и моделирования используются:

- NI LabVIEW 2014 с модулем NI LabVIEW Real Time;
- MATLAB/Simulink с модулем FlightSim;
- среда для проведения полунатурных испытаний (HIL) NI VeriStand.

Для воспроизведения нагрузки, имитирующей действие шарнирного момента, используется силовозбудитель WPM Leipzig с системой управления MOOG позволяющие воспроизводить нагрузку до 5 тс в частотном диапазоне до 30 Гц. Такой частотный диапазон позволяет получить характеристику динамической жесткости штока испытуемого привода.

По результатам отработок макетов электрических рулевых приводов разработана методика проведения автономных испытаний. Также сформирован научно-технический задел для расчетных и экспериментальных исследований приводов такого типа.

Aircraft electric actuators experimental research

Skryabin A.V.^{1,2}, Erofeev E.V.³, Steblinkin A.I.³, Khaletskiy L.V.³,
Lunev A.A.²

¹MAI, ²Applied Cybernetics, Moscow, ³TsAGI, Zhukovsky

Actuator experimental tests are the one of necessary stage of modern A/C control system development. Recent years in Flight dynamics and control system department of TsAGI the actuator test rig was constructed. The test rig provide autonomous, HIL and integrated actuator systems (incl. perspective electrohydrostatic and electromechanical) tests. In the course of these tests dynamic, control quality and fail-safe characteristics are investigated, also the whole control system failsafety is investigated.

The paper is related to automated software and hardware complex implementation for running tests as well as extension perspectives which includes change to more-electrical A/C actuators testing, taking into account special aspects of electrical actuators dynamics and actuator backing-up problems.

To extend range of tests, rise measurement accuracy and simulate object dynamic in real-time computer information complex based on National Instruments modular components (hardware and software) is in use.

In the function of hardware PXIe crates are in use. PXIe crate is controlled from PC by MXI-bus or has its own Real-time controller. Also the digital data communication modules (ARINC-429, MIL-STD 1553B, RS-232/485 и CAN) provide interaction with full-scale object.

To develop specific software and simulation the next environments are in use:

- NI LabVIEW 2014 with module NI LabVIEW Real Time;
- MATLAB/Simulink with module FlightSim;
- NI VeriStand (environment to provide HIL tests, by using of simulink models and LabVIEW vi together).

To apply external load that imitate hinge torque the WPM Leipzig force actuator with MOOG control system are in use. That system afford to apply 5 ts external load with 30 Hz bandpass to provide actuator rod dynamic stiffness tests.

Based on handled experiments with electric actuators prototypes the autonomous tests techniques were developed. Also technology advance was formed to carrying out calculation and experimental studying of these sort actuators.

Стенд моделирования и визуализации процессов информационного обмена по интерфейсу AFDX

Луночкина И.М., Кузнецов Ю.В., Комар А.В., Сидоров А.Н.,
Спиридонов О.Б., Спиридонов Б.Г.
НКБ «МИУС» ЮФУ, г. Таганрог

В связи с повышением требований к безопасности полета, увеличением информационных потоков между системами бортового оборудования, совершенствованием структуры управления информационными потоками на основе коммуникационной системы происходят кардинальные изменения в области авиационной электроники (авионики). Одновременно идет развитие технических средств оборудования – в первую очередь вычислительного ядра.

В качестве стандартов для коммуникационной системы в авионике используют стандарт ARINC-664 часть 7 и стандарт IEEE 802.3. Сеть для передачи данных на основе стандарта ARINC-664 часть 7 называют сетью AFDX (Avionics Full Duplex Ethernet).

Сеть AFDX должна обеспечивать возможность полнодуплексного соединения N-го количества абонентов, функционирующих одновременно, поэтому настройка программного обеспечения и аппаратуры, функционирующей в этой среде, является сложной системотехнической задачей. Она требует предварительных исследований, проведения полнатурного моделирования, которое можно произвести на специализированных стендах.

Одним из вариантов такой исследовательской системы является разработанный в НКБ «МИУС» ЮФУ стенд моделирования и визуализации процессов информационного обмена по сети AFDX (далее стенд AFDX).

Основное функциональное назначение стенда – обеспечение выбора оптимальных параметров конфигурации сети по заданным параметрам и критериям. Стенд обеспечивает отработку и проверку алгоритмов функционирования и динамических характеристик каналов AFDX в составе

интегрированной модульной авионики (ИМА) при полунатурном моделировании процессов информационного обмена между абонентами (оконечными системами) сети AFDX.

Созданный стенд AFDX является одним из стендов стендовой базы для самолета МС-21, реализованной в рамках проекта Объединенной авиастроительной корпорации (ОАК) по созданию пассажирского ближне-среднемагистрального лайнера МС-21 и отвечает за отработку функциональности, проверку надежности интегрируемого программного обеспечения и интеграцию аппаратуры комплекса бортового оборудования, соответствует концепции интегрированной модульной авионики с открытой архитектурой.

Stand of simulation and visualization of processes of information exchange on the AFDX interface

Lunochkina I.M., Kuznetsov Y.V., Komar A.V., Sidorov A.N.,
Spiridonov O.B., Spiridonov B.G.
SFedU SDB MCS, Taganrog

Requirements to safety of flight are increased, information streams between systems of the onboard equipment also are increased, structure of control of information streams on the basis of communication system are improved therefore cardinal changes taking place in area of aviation electronics (avionics). Simultaneously there is a development of hardware of the equipment – primarily computational kernel.

As standards for communication system in avionics standard ARINC 664 Part 7 and the standard IEEE 802.3 are used. The network for data transfer on the basis of standard ARINC 664 part 7 is called the AFDX network (Avionics Full Duplex Ethernet).

The AFDX network must be able to provide a possibility of the full-duplex N-th number of the subscribers functioning at the same time therefore setup of the software and the equipment functioning in this environment is the complex system engineering task.

It requires preliminary researches, carrying out semi-natural modeling which can be made at specialized stands.

One of options of such research system is the stand of modeling and visualization of processes of information exchange developed in SFedU SDB MCS on the AFDX network (further the AFDX stand).

The basic functionality of the stand – ensuring the selection of optimal parameters of a configuration of a network in the set parameters and criteria.

The stand provides work and check of algorithms of functioning and dynamic characteristics of AFDX channels as a part of the integrated modular avionics (IMA) in case of semi-natural modeling of processes of information exchange between subscribers (end systems) of the AFDX network.

The created AFDX stand is one of the stands of the stand base for the MS-21 aircraft. The stand base is realized within the project of the United Aircraft Corporation (UAC) on creation of the passenger medium-haul aircraft MS-21.

The developed stand is responsible for functionality, reliability testing of the integrable software and integration of equipment of a complex of the onboard

equipment, consistent to the concept of the integrated modular avionics with an open architecture.

Методика оценки топливной и экологической эффективности внедрения на пассажирских самолетах силовой системы управления с электрическим энергопитанием

Охапкин А.А., Стеблинкин А.И.

ЦАГИ, г. Жуковский

Целью работы являлось создание методики и программных инструментов, позволяющих в автоматизированном режиме производить расчет топливной и экологической эффективности магистрального пассажирского самолета с энергокомплексом и системой рулевых приводов (в совокупности силовая система управления (ССУ)) с повышенным или полным уровнем электрификации, то есть использующими локальные электроприводные гидросистемы, а также гидростатические, электромеханические или двухрежимные рулевые приводы в качестве приводов основных рулевых поверхностей.

В работе представлено описание исследуемых архитектур ССУ, разработанной методики и инструментов, а также полученные на каждом этапе работы результаты расчетов.

С помощью разработанных инструментов для 4-х «электрических» архитектур ССУ получены сравнительные оценки энергетической эффективности, которая определяется как величина суммарного изменения отбора мощности бортовыми источниками гидравлической и электрической энергии от двигателей самолета для всех режимов типового полета по сравнению с традиционной архитектурой, использующей три централизованные гидросистемы и электрогидравлические приводы. Также определены изменения установочных мощностей источников энергопитания самолета при внедрении ССУ с повышенным уровнем электрификации.

По полученным оценкам изменения установочных мощностей энергоисточников самолета, а также весовым моделям компонентов ССУ определена весовая эффективность исследуемых архитектур, т.е. суммарное изменение веса энергокомплекса и системы приводов при переходе к той или иной архитектуре.

Расчетные значения весовой и энергетической эффективности являлись входными данными для определения топливной и экологической эффективности, которые рассчитаны на основе профиля полета магистрального самолета и производительности двигателя – для каждого отдельного режима и всего полета определялось количество потребляемого топлива и соответствующая эмиссия диоксида углерода.

Далее осуществлен переход на уровень авиатранспортной системы, для чего был использован сценарий авиатранспортных перевозок, выполняемых ближне-среднемагистральными самолетами, базирующийся на годовом расписании полетов на внутрироссийских авиалиниях. Такой подход позволяет существенно повысить достоверность определения эффективности технологии, так как как опирается на реалистичную совокупность авиационных операций, а не на произвольно выбранный «типовой».

The approach to a fuel savings and environmental benefits assessment of electrified primary flight control actuation system for short/medium-range passenger aircraft

Okhapkin A.A., Steblinkin A.I.
TsAGI, Zhukovsky

The objective of this study is the methodology and tools development for fuel savings and environmental benefits assessment of electrified primary flight control actuation system (FCAS) for short/medium-range passenger aircraft. The more electric and all-electric aircraft are under consideration which incorporate in different combinations local electrically powered hydraulic systems, electromechanical, electrohydrostatic and electrical backup mode hydraulic actuators.

The description of FCAS architectures under study, the methodology and tools used for technology assessment as well as results of assessment are presented in this paper.

On the first step of research the comparison of four «electrified» FCAS architectures is done in terms of energy efficiency, which is assumed as the decrease of the total energy taken from the jet-engines by the electric or hydraulic power sources for the FCAS operation in comparison to conventional FCAS architecture with three centralized hydraulic power supply systems. The assessment is performed separately for every flight regime of the typical flight profile.

The change of the installed power required for power supply systems are also calculated at the previous stage. This data in combination with power supply sources weight models (mass as the function of the installed power) allows to assess the change of the total power supply complex weight or its variation in comparison to the conventional system.

Energy and weight efficiency variations were used further as the inputs for the fuel and environmental benefits assessment, which are obtained basing on the typical flight profile of the short/medium-range passenger aircraft and typical jet-engine performance through the flight – for every flight phase fuel burned and corresponding carbon dioxide emissions are calculated.

Then the performance at the air transportation system level is assessed as the integrated performance of a set of different missions. Such a set of missions, also known as air transportation scenario plays a key role in this process as it provides the most meaningful and least biased estimations, because they are based on the realistic mixture of different flight missions. The air transportation scenario used in this study was derived from the annual flight timetable of the russian air transportation system. The flights selected for the air transportation scenario were performed by single-aisle narrow-body aircraft with the maximum passenger capacity from 150 to 220 passengers.

Управляющие измерительно-вычислительные системы. Отличительные концептуальные особенности для самолетов нового поколения

Федосеев Е.П.
ГосНИИАС, г. Москва

Устойчивой тенденцией в развитии управляющих измерительно-вычислительных систем для самолетов нового поколения следует считать интеграцию информационно-вычислительных ресурсов программных и

аппаратных платформ на основе интегрированной модульной авионики (ИМА) [1]. Для ИМА характерны следующие особенности:

- открытая сетевая отказоустойчивая функционально-ориентированная архитектура на основе единой вычислительной платформы;
- открытые мобильные операционные системы реального времени;
- высокоскоростные средства передачи информации на основе открытых спецификаций;
- многофункциональность кабины летательного аппарата (ЛА) нового поколения.

Интегрированная модульная авионика – это разделяемый набор гибких, повторно используемых и совместимых аппаратов и программных ресурсов, которые при интеграции образуют единую платформу, обеспечивающую выполнение функций ЛА нового поколения [2].

Для решения поставленных задач, находящихся в настоящее время в разработке ЛА управляющая измерительная вычислительная система (УИВС) должна обеспечивать 2500-3000 MIPS (миллионов целочисленных операций в секунду) и 50-60 GFLOPS (миллиардов операций с плавающей точкой) [3].

Вычислительная платформа реализуется с использованием высокопроизводительных микропроцессоров с динамически изменяемыми функционально-структурными характеристиками и унифицированными технологиями передачи информации. Управляющие измерительно-вычислительные средства стали основными элементами авионики ЛА нового поколения.

Стратегическим военным превосходством будет обладать та из сторон, которая обеспечит наиболее быстрое внедрение новых технологий в серийные образцы вооружения и военной техники. В качестве основных инструментов достижения поставленной цели можно предложить следующие основные механизмы:

- применение отработанных и сертифицированных коммерческих продуктов;
- тиражирование эффективных методов и технологий;
- повторное использование аппаратно-программных средств;
- применение открытых систем;
- разработка опережающих нормативных документов.

Библиография

1. Федосов Е.А. Перспективные комплексы бортового оборудования воздушных судов на базе интегрированной модульной авионики второго поколения: Всероссийская научно-техническая конференция «Навигация, наведение и управление летательными аппаратами» - тезисы докладов. Москва-Раменское, 2012.

2. Федосов Е.А. Российский проект создания нового поколения интегрированной модульной авионики с открытой архитектурой. Состояние и перспективы – Фазотрон, 2011 №1-2 (15).

3. Желтов С.Ю., Федосеев Е.П. Технология формирования информационно-вычислительных средств современной авиации – Фазотрон, 2011 №3-4 (16).

Исследование проблем диагностики и контроля сложных технических систем

Халявина А.А.
МАИ, г. Москва

Повышение требований к характеристикам сложных технических систем создает вместе с бесспорными преимуществами и ряд серьезных проблем, связанных в первую очередь с процессами контроля и диагностики. При контроле и диагностике сложных технических систем существует ряд проблем, которые до сих пор не получили однозначного решения. К ним относятся:

- высокая трудоемкость выполнения контрольных задач;
- низкие производительность и экономичность контроля и диагностики;
- сложность и неоднозначность принятия решений при обнаружении неисправностей.

Основными трудностями являются:

- в распоряжении проектировщика не всегда имеются статистические данные о распределении вероятностей отказов;
- процесс контроля и диагностики не достаточно формализован;
- сложность систем, содержащих большое количество блоков создает трудности при разработке алгоритмов контроля и диагностики.

Становится очевидной необходимость поиска методов автоматизации процедур построения оптимальных диагностических тестов для определения технического состояния, а так же обеспечение возможности прогнозирования отказов. Эффективность системы контроля характеризуется:

- отношением количества оборудования, охваченного системой контроля, к общему количеству оборудования системы;
- вероятностью обнаружения системой контроля ошибок;
- степенью детализации (точность диагноза).

Успешное решение задач повышения качества и эффективности контроля и диагностики сложных технических систем возможно за счет:

- использования комбинированных (программно-аппаратных) методов выполнения контрольных задач с использованием автоматизированных систем контроля (АСК).
- унификации технических решений, которая должна обеспечиваться единообразным подходом к решению однотипных задач на протяжении всего жизненного цикла.
- классификации задач.

Это требует проработки вопросов поиска методов контроля, разработки диагностических тестов и разработки алгоритмов принятия решения о исправности системы, как неотъемлемой части процесса разработки. Что позволит помимо снижения трудоемкости диагностического контроля и повышения эффективности контрольных задач, так же повысить вероятность выполнения проверок в заданном объеме.

Research of the problems of diagnostic and control complex technical systems

Khalyavina A.A.
MAI, Moscow

Increasing performance requirements of complex technical systems creates along with indisputable advantages, and a number of serious problems associated primarily with the processes of monitoring and diagnostics. If you control and diagnosis of complex technical systems there are a number of problems that still have not received a clear solution. These include:

- the high complexity of performing control tasks;
- low productivity and efficiency of control and diagnostics;
- the complexity and ambiguity of the decision making fault detection.

The main difficulties are:

- a designer does not always include statistical data on the distribution of probabilities failure;
- process monitoring and diagnosis is not formalized;
- the complexity of systems containing a large number of units creates difficulties in developing control algorithms and diagnostics.

It becomes evident the necessity of finding methods of automating procedures for constructing an optimal diagnostic tests to determine the technical condition, as well as providing the possibility of predicting failure. The efficiency of the control system is characterized by:

- the ratio of the amount of equipment covered by the control system to the total number of system;
- the probability of finding the system error control;
- the level of detail (accuracy of diagnosis).

The successful solution of tasks of improvement of quality and efficiency of control and diagnostics of complex technical systems is possible due to:

- use the combined (software-hardware) methods of implementing control tasks using the automated systems of control (ASC).
- standardization of technical solutions, which should provide a uniform approach to the solution of similar tasks throughout the life cycle.
- classification tasks.

This requires consideration of issues of search control methods, development of diagnostic tests and the development of algorithms of decision-making about health as an integral part of the development process. Allowing in addition to reducing the complexity of the diagnostic monitor and improve the efficiency of the control task, as well as to increase the chances of performing inspections in a given volume.

О возможности оперативного определения взлетной массы самолета

Мельников В.Е., Хейн Тай Зар Тин
МАИ, г. Москва

Актуальной является необходимость решения задачи измерения взлетной массы (веса) летательных аппаратов (ЛА) непосредственно перед взлетом при одновременном определении «центровки» - координаты центра масс относительно связанной системы координат. Известные способы непосредственного взвешивания ЛА на стационарных весоизмерительных терминалах не нашли распространения из-за их дороговизны и низкой пропускной способности, нарушающей напряженный режим работы аэропорта.

Нами поставлена задача обеспечения стопроцентного контроля полной взлетной массы ЛА на траектории маневрирования на рулежной дорожке (РД) при движении к стартовой позиции на взлетно-посадочной полосе (ВПП). Такое решение позволит более рациональную загрузку ЛА, улучшить его управляемость и повысить безопасность, исключив возможность несанкционированной перегрузки борта.

Рассмотрено несколько вариантов решения задачи, не имеющих аналогов в инфраструктуре современных аэропортов. Один из них реализуется с помощью высокоточных датчиков сил давления стоек шасси на поверхность дорожного полотна измерительной зоны РД, содержащей встроенные датчики. Измерение обеспечивается в момент пересечения рабочей зоны в процессе движения ЛА на пути к ВПП.

В высокоточном датчике силы используется монолитный узел - упругий элемент из кварцевого стекла со встроенной электрической емкостью, воспринимающий силу давления, преобразующий упругую деформацию в изменение емкости и далее в частото-зависимый выходной сигнал.

Ожидаемая приведенная относительная погрешность измерения, подтвержденная экспериментальными исследованиями и результатами моделирования, не превышает $10^{-3} - 10^{-4}$. Такой эффект достигается за счет рационального использования уникальных физикомеханических свойств кварцевого стекла (температурная стабильность линейных размеров, практическое отсутствие гистерезиса характеристики и упругого последствия, и т.д.) в качестве основного конструкционного материала электромеханических датчиков различного назначения.

On the possibility of determination aircraft's takeoff weight

Melnikov V.E., Hein Tay Zar Tin
MAI, Moscow

Topical is the necessity of solving the problem of measuring take-off mass (weight) of the aircraft directly before takeoff, while identifying "center of gravity" - coordinates for the center of mass relative to the associated coordinate system. Well known methods of direct weighing of aircraft at the stationary measuring terminals are not widely spread due to their high cost and low traffic capacity, disturbing heavy duty operation of airport.

We have delivered the task to ensure total-lot control of absolute takeoff weight of the aircraft on the trajectory of maneuvering on a taxiway at the movement to the starting position on the runway. This solution will allow more rational load of the aircraft, improve its handling and increase safety by eliminating the possibility of unauthorized overload side.

We have considered several possible solutions to the problem that has no analogues in the infrastructure of modern airports. One of them is realized by using high-precision sensors pressure forces of the landing gears to the surface of the roadway measurement area of the taxiway that contains embedded sensors. The measurement is provided at the moment of crossing the measuring area for the movement of aircraft towards the runway.

In high-precision force sensor uses a monolithic unit - elastic element made by quartz with built-in electrical capacity, sensing pressure force, converting elastic deformation to change capacitance and further frequency-dependent output signal.

The expected reduced relative error measurement, confirmed by experimental studies and simulation results, does not exceed $10^{-3} - 10^{-4}$. That effect is achieved at the expense of rational utilization of the unique physical and mechanical properties of quartz (thermal dimensional stability, the virtual absence of hysteresis characteristics and elastic drift, etc.) as the main structural material of electromechanical sensors for various functions.

Перспективы повышения ресурсных характеристик электроμηχανического исполнительного органа космического аппарата

Холодильников С.В.
ИСС, г. Железногорск

В настоящее время в космической технике прослеживаются две основные тенденции: увеличение массы и габаритов космических аппаратов и повышение срока активного существования космических аппаратов.

Увеличение массы и габаритов космического аппарата приводит к тому, что развиваемый электроμηχανическими исполнительными органами системы ориентации и стабилизации космического аппарата управляющий момент становится недостаточным для обеспечения ориентации космического аппарата в пространстве.

Управляющий момент электроμηχανического исполнительного органа может быть увеличен путем увеличения его массы или угловой скорости, но в связи с жестким бюджетом масс космического аппарата наиболее предпочтительным является повышение угловой скорости электроμηχανического исполнительного органа.

Повышение срока активного существования космического аппарата может быть достигнуто только путем увеличения ресурса его составных частей, в том числе и электроμηχανического исполнительного органа.

Увеличение ресурса электроμηχανического исполнительного органа является весьма затруднительным, так шарикоподшипниковая опора, которая входит в его состав, работает практически на пределе своего ресурса. Данное обстоятельство, в сочетании с ростом нагрузок на опору при повышении скорости вращения электроμηχανического исполнительного органа, снижает его надежность и долговечность до значений, недостаточных для выполнения задач ориентации космического аппарата.

Для решения проблемы надежности и долговечности электроμηχανического исполнительного органа необходимо применить такую конструкцию опоры, которая позволит электроμηχανическому исполнительному органу работать при высоких угловых скоростях в течение максимально длительного срока, и не ухудшит эксплуатационные характеристики электроμηχανического исполнительного органа.

Решением указанной задачи может стать использование бесконтактных опор: газовых или магнитных. Данные опоры могут работать длительное время, не имеют механического контакта поверхностей и не передают колебания ротора

электромеханического исполнительного органа на корпус космического аппарата.

Наиболее предпочтительным является применение магнитных опор на силах отталкивания, использующих эффект магнитной левитации, которая обладает достаточной несущей способностью для поддержания ротора электромеханического исполнительного органа космического аппарата.

The prospects for improving the performance of Electromechanical Executive body of the spacecraft

Kholodilov S.V.
ISS, Zheleznogorsk

Currently, space technology has traced two main trends: an increase in the weight and dimensions of spacecraft, and increasing the active lifetime of the spacecraft.

The increase in the weight and dimensions of the spacecraft leads to the fact that developing Electromechanical Executive bodies of systems of orientation and stabilization of spacecraft control torque is no longer sufficient to provide orientation of the spacecraft in space.

Control torque of the Electromechanical Executive body may be increased by increasing its mass or angular velocity, but due to a hard mass budget of the spacecraft, the most preferred is to increase the angular velocity of the Electromechanical Executive body.

Increasing the active lifetime of the spacecraft can be achieved only by increasing the resource of its components, including Electromechanical Executive body.

Increase the resource of Electromechanical Executive body is very difficult, so the ball-bearing support, which is included in its composition, virtually at the limit of their resource. This fact, combined with increasing the bearing loads while increasing the speed of Electromechanical Executive body, reduces its reliability and durability to levels insufficient to meet the task orientation of the spacecraft.

To solve the reliability and durability of Electromechanical Executive body it is necessary to apply such a design of the support, which will allow the Electromechanical Executive body to work at high angular velocities for a much longer period and does not degrade operational characteristics of Electromechanical Executive body.

The solution of this problem may be the use of contactless supports: gas or magnetic. These bearings can operate for a long time, do not have mechanical contact surfaces, or transmit the vibrations of the rotor of the Electromechanical Executive body on the body of the spacecraft.

Most preferred is the use of magnetic bearings on the repulsive forces, using the effect of magnetic levitation, which has sufficient bearing capacity to maintain the rotor of the Electromechanical Executive body of the spacecraft.

Адаптивное управление БЛА в процессе дозаправки топливом в воздухе

Воронов Е.М., Чеглаков Д.И.

Филиал ПАО «Компания «Сухой» «ОКБ Сухого», МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

Возможность дозаправки топливом в воздухе существенно увеличивает боевой радиус и время непрерывного нахождения в воздухе ударных и разведывательных БЛА, что значительно расширяет их боевые возможности. Целью данной работы является разработка алгоритма автоматического управления БЛА (беспилотным летательным аппаратом), обеспечивающего заданную вероятность успешного контакта штанги и конуса на этапе сближения и стыковки процесса дозаправки топливом в воздухе.

В процессе разработки алгоритма учитывалось аэродинамическое взаимовлияние заправляемого БЛА и танкера, поведение системы штанг-конус, наличие случайных ошибок в сигналах источников информации, а так же невозможность непосредственного измерения отдельных переменных пространства состояния динамической системы БЛА – танкер.

Предложенный закон автоматического управления БЛА условно разделяется на внутренний контур, обеспечивающий управление движением вокруг центра масс, и внешний контур, обеспечивающий движения центра масс по заданной траектории. Внутренний контур представляет собой вариант L1-адаптивного закона управления, синтез параметров которого проводился с учетом специфических требований обеспечения успешной стыковки штанги и конуса дозаправки. Адаптивные свойства L1-алгоритма обеспечивают устойчивость контура управления и заданное качество переходных процессов.

Внешний контур управления основан на применении модифицированного наблюдателя Льюенбергера, дополненного контуром адаптации к внешним возмущениям. Применение адаптивного наблюдателя позволяет одновременно обеспечить необходимые динамические свойства контура управления и требуемую степень фильтрации случайных помех.

Для проверки работоспособности разработанного алгоритма использовались методы имитационного моделирования с применением нелинейных математических моделей. Результаты моделирования подтверждают обеспечение алгоритмом автоматического управления БЛА заданной вероятности успешной стыковки штанги и конуса дозаправки, а также достижение заданных динамических свойств контура управления.

В ходе дальнейших исследований планируется рассмотреть этапы перекачки топлива и отхода БЛА от танкера дозаправки.

UAV adaptive control during air-to-air refueling

Cheglakov D.I., Voronov E.M.
Sukhoi Company, BMSTU, Moscow

The possibility of air-to-air refueling significantly increases the combat radius and time of continuous presence in the air for the UAV of different types. As a result it greatly increases their combat capabilities. The aim of this work is to design the UAV (unmanned aerial vehicle) automatic flight control algorithm that provides a given probability of successful contact of rod and cone at the stage of rendezvous and docking during air-to-air refueling process.

In the process of algorithm's design main air-to-air refueling features were taken into account: the aerodynamic interference of the UAV and the tanker, the behavior of the hose-drogue system, the presence of random errors in signals of information

sources. The impossibility to measure directly some state space variables of a dynamical system UAV – tanker was also taken into account.

The proposed UAV's automatic control law is divided into the internal circuit, that controls movement around the center of mass, and the external circuit, that provides the movement of the center of mass along a desired flight path (trajectory). The internal circuit is a variant of the L1 adaptive control law, which parameters were selected in accordance with specific requirements to ensure the successful joining of the refueling probe and drogue. The adaptive properties of the L1 algorithm ensure stability of the control loop and the preset quality of transient processes.

External control loop is based on application of the modified Luenberger observer which is supplemented by the adaptive (to external disturbance) circuit. The use of adaptive observer allows to provide the required dynamic properties of the control loop and the required degree of random noise filtration.

To verify the designed algorithm, the methods of computer simulation (based on nonlinear mathematical models) were used. Simulation results has shown that the desired probability of successful docking is provided. It is also shown that the desired dynamic properties of the inner control loop are reached.

In the course of further research it is planned to consider the stages of fuel transfer and withdrawal of UAVS from the tanker.

Практика освоения войскового ремонта в структуре ЖЦ КБО АТ

ЧМЫХОВ А.В., ДЯДИЦЕВ А.В.

РПКБ, г. Раменское

Постоянный процесс развития авионики приводит к необходимости адаптации существующей системы технического обслуживания и ремонта АТ под новые типы авионики и применения интегрированных в ОКР (опытно-конструкторские работы) технологий управления ППО. Войсковой ремонт, как неотъемлемая часть системы ТОиР (технического обслуживания и ремонта), участвует в обеспечении уровня исправности АТ.

Освоение войскового ремонта в соответствии с требованиями ФАП ИАО в войсковых частях осуществляется в соответствии с РЭ, РО, руководств по войсковому ремонту на изделие. Эффективность от внедрения технологии войскового ремонта (на основании результатов АЛП базового комплекса КБО) может составить до 20% от стоимости эксплуатации КБО, повышение оперативности и самостоятельности войсковых частей в текущем ремонте.

В настоящее время конструкция большинства комплектующих изделий КБО позволяет проводить восстановление исправности путём замены лёгкосъёмных модулей, либо ремонт с незначительной пайкой в условиях СПЦ, ТЭЧ, расположенных в войсковых частях. Преимуществом освоения войскового ремонта также можно считать, что параллельно на ремонтной базе могут быть освоены контрольно-восстановительные работы. Данная задача особенно актуальна для изделий, эксплуатируемых по техническому состоянию.

В статье рассмотрены стадии освоения войскового ремонта и основные требования к их выполнению.

Почему же при технической возможности и экономической выгоде войсковой ремонт новых типов образцов КИ КБО не осваивается. Данная проблема на наш взгляд вызваны тем, что процессы формирования системы ТОиР, включая

войсковой ремонт, и разработку КБО рассматриваются в настоящее время параллельно. И вопросы создания механизмов войскового ремонта, которые легко решаются на ранних стадиях ОКР изделия приходится с большими техническими, организационными и финансовыми затратами репаять на стадиях эксплуатации. В статье рассмотрены два варианта освоения ремонта (1. В процессе ОКР и 2. После завершения ОКР).

Также в качестве примера в статье рассмотрен опыт создания и функционирования СЦ (сервисно-технических центров) у ПП 458, ПП 356. Практика освоения войскового ремонта в МО РФ отсутствует, в тоже время имеются заявки на организацию войскового ремонта от МО РФ.

С учётом вышеуказанного, можно отметить следующее:

1. Техническая и экономическая необходимость освоения ремонта должна быть проанализирована в ОКР и сформулирована в ТЗ на ОКР. Для обоснования технической и экономической целесообразности создания войскового ремонта, возможно применять методики АЛП.

2. Организация войскового ремонта позволяет сгладить проблему выполнения оперативных работ в условиях жесткого и долгосрочного планирования бюджета по ГОЗ.

3. На базе войскового ремонта наиболее рационально построить систему технической эксплуатации по состоянию (выполнение КоВр).

4. Для обеспечения контроля уровня надёжности и исправность параллельно с освоением войскового ремонта целесообразно создавать единое информационное пространство поддержки ППО между МО РФ и промышленностью.

Practice of development of military repair in life cycle structure of aircraft integrated system

Chmykhov A. V., Dyadishchev A. V.
RDC, Ramenskoye

Continuous process of avionics development leads to necessity of adaptation of existing maintenance and repair system for new types of avionics and use of after sale service (ASS) managements technologies integrated in design and development works. Military repair as an essential part of maintenance and repair system (MRS) participates in providing of aircraft serviceability level.

Development of military repair in accordance with requirements of federal aviation rules of aviation-engineering support of state aviation in military units is carried out in accordance with operation manuals, maintenance manuals and military repair manuals. Efficiency from establishment of military repair technology (on the basis of the results of LSA of integrated system) can be up to 20% of operation cost of integrated system, increase of operationability and self-support of military units in current repair. An example of how to estimate technical and economic reasonability of military repair by the use of LSA method is given in the article.

Currently, configuration of most units of integrated system allows to carry out a recovery by replacing of easy detachable module or by repair with slight soldering in conditions of STC, repair shop located in military units. One of the advantages can be considered the fact that check and recovery repair may be developed simultaneously on the repair base. This task is especial vital for units operated on stated.

Stages of military repair development and principle requirements for these stages are described in the article.

Why then military repair of new types of units is not developed if it is technically feasible and economically profitable. This problem, to our minds, consists in that process of creation of MRS including military repair and carrying out of design, and development works are considered simultaneously nowadays. Issues of creation of military repair mechanisms which can be solved at early stages of design and development works are to be solved with huge technical, organizational and financial expenses at the stage of operation. Two variants of repair development are considered in the article (1. During design and development works and 2. After completion of design and development works).

Also experience on creation and functioning of STCs (service technical centres) at consignees 458, 356 is described in the article as an example. There is no practice of military repair developments in the MoD of Russia, at the same time there are requests on establishment of military repair from the MoD of Russia.

The following should be noted considering the above mentioned:

1. Technical and economic development of repair should be analyzed in design and development works and formulated in requirements specification for design and development works. It is possible to apply LSA methods in order to substantiate technical and economic reasonability of military repair development.

2. Organization of military repair allows for smoothing over a problem of carrying out of operative repair in conditions of strict and long-term budget planning for government defence orders.

3. It is rational to build a system of operation on state (check and recovery repair) on the basis of military repair.

4. In order to provide the test of reliability and serviceability level simultaneously with development of military repair it is reasonable to create a single information area of ASS between the MoD of Russia and the industry. Organization of feedback with the industry.

Разработка функционального программного обеспечения бесплатформенного гравиинерциального навигационного комплекса в среде Matlab-Simulink

Афонин А.А., Сулаков А.С., Ямашев Г.Г., Шаповалов Н.А., Коломийчук С.А.
МАИ, г. Москва

Целью работы являлась разработка функционального программного обеспечения (ПО) бесплатформенного гравиинерциального навигационного комплекса (БГНК) в среде Matlab-Simulink.

Процесс разработки ПО БГНК включал в себя предварительное математическое моделирование основных алгоритмов работы комплекса как в автономном режиме навигации по инерциальным измерениям, так и в корректируемом режиме с использованием данных спутниковой навигационной системы (СНС).

По результатам предварительного моделирования были найдены оптимальные алгоритмические решения, которые были программно реализованы в среде Matlab-Simulink с применением модельно-ориентированного подхода, а также выработаны эталонные наборы решений для

тестирования ПО БГНК. Дальнейшие шаги по разработке ПО БГНК включали составление плана разработки ПО, формулировку требований к ПО высокого и низкого уровней, постановку и распределение задач между исполнителями, проведение тестирования каждого из отдельных модулей ПО, сборку отдельных модулей в единую модель и интеграционное тестирование итоговой модели БГНК. При этом в состав реализуемых модулей входили как функциональные алгоритмы БГНК, так и программные модули, имитирующие входную измерительную информацию, поступающую в БГНК от инерциальных датчиков и приемника СНС.

Тестирование ПО проводилось с применением выработанных на этапе математического моделирования эталонных решений. Важным этапом разработки функционально ПО БГНК являлось его полунатурное моделирование на отладочной плате. В качестве целевого вычислителя был выбран широко распространенный и производительный 32-х разрядный микроконтроллер архитектуры ARM семейства STM32F4. Полунатурное моделирование осуществлялось на отладочной плате STM32F4DISCOVERY, поддержка которой средой Matlab-Simulink позволила осуществить автоматическую кодогенерацию посредством инструмента Simulink Embedded Coder ПО БГНК из Simulink-модели в исполняемый код микроконтроллера.

Важными результатами работы являются: подтверждение высокой степени сходимости результатов полунатурного, имитационного и математического моделирования алгоритмов БГНК и успешная отработка технологии модельно-ориентированного программирования и автоматической кодогенерации в процессе разработки функционального ПО БГНК.

Работа выполнена при финансовой поддержке Минобрнауки РФ в рамках Госзадания по проекту № 813, задание 2014/92 и РФФИ по гранту 15-08-05708а, а также гранта Президента РФ № МК-8036.2016.5.

The development of functional software of the gravimetric strapdown navigation complex in the environment of Matlab-Simulink

Afonin A.A., Sulakov A.S., Yamashev G.G., Shapovalov N.A., Kolomiychuk S.A.
MAI, Moscow

The aim was develop the functional software of the strap down gravimetric navigation complex (SGNC) in the sphere of Matlab-Simulink.

The process of software development of SGNC included pre-mathematical modelling of basic algorithms in complex functioning both in autonomous navigation mode according to the inertial measurements, and in the corrected mode using the data of the satellite navigation system (SNS).

Optimal algorithmic solutions were found according to the results of preliminary modelling which were implemented in the Matlab-Simulink environment using a model-based approach. Also, the standard set of decisions were developed for testing of software of SGNC. Further steps in the software development of SGNC included the scheduling of software development, the formulation of the demands towards the software of high and low levels, the set & distribution of the tasks between the performers, testing each software module, the assembling of the separate modules into the one module, and the integrational testing of the final module of SGNC. Both functional algorithms of SGNC and programming modules, imitating the measuring

information coming in SGNC from the inertial sensors and the receiver of SNS were included in the modules.

Software testing was held with using the solutions made up during the mathematical modelling. An important step in software development of SGNC was its HIL modelling on the debug board. A wide-spread 32-bit microcontroller of ARM architecture among STM32F4 was chosen as a whole calculator. HIL modelling was carried out on the debug board STM32F4DISCOVERY; Matlab-Simulink enabled the implementation of automatic code generation using the Simulink Embedded Code of software of SGNC from Simulink model into the executable code of the microcontroller.

The essential results of the task are the confirming of the convergence of the results of HIL, imitating & mathematical modelling of the algorithms of SGNC & the successful testing of the technology-oriented programming and automatic code generation in the process of the software development of SGNC.

The work was supported by the Ministry of Education of the RF as a part of the state task on Project №813, task 2014/92 and RFFI grant 15-08-05708a and the President Grant № MK-8036.2016.5.

7. Робототехника, интеллектуальные системы и авиационное вооружение

7. Robotics, Intelligent Systems and Aircraft Armament

Перспективы развития беспилотных летательных аппаратов

Ассаулов И.Ю.

МАИ, г. Москва

Рассматривая существующие беспилотные летательные аппараты (БПЛА), можно выделить два подхода к их совершенствованию. Первый подход заключается в улучшении, либо создании модулей БПЛА без значительных изменений конструкции самого аппарата. Например, модулей, решающих задачи, связанные с разведкой и радиоэлектронной борьбой. Второе направление - это создание принципиально новых систем защиты БПЛА, способных отразить угрозы, возникающие при решении ими боевых задач.

Быстроизменяющаяся мировая обстановка поспособствовала бурному скачку развития в области БПЛА и появлению довольно интересных проектов. Конструкторы и инженеры всех стран предлагают свои идеи и концепции различной степени оригинальности. Начиная с БПЛА с вертикальным взлетом-посадкой и увеличенным временем автономности, и заканчивая такими экзотическими идеями, как создание двусредных и «исчезающих» беспилотников. Однако, ни один БПЛА не обходится без системы управления, устойчивой, в первую очередь, к помеховому воздействию.

Появление принципиально нового БПЛА рано или поздно порождает проблему его модернизации и универсализации, а также совершенствования системы управления и связи. Кроме того, в последнее время актуальна задача организации взаимодействия БПЛА между собой и объединения их в единую боевую систему.

Таким образом можно выделить несколько основных направлений развития беспилотных летательных аппаратов:

- Модернизация существующих БПЛА путем обновления модулей;
- Разработка новых БПЛА с существенно увеличенной высотой, дальностью и продолжительностью полета;
- Совершенствование и создание новых помехозащищенных систем управления и наведения БПЛА;
- Создание принципиально новых систем связи и обмена информацией между парами «БПЛА-оператор» и «БПЛА-БПЛА».

Prospects for the development of an unmanned aerial vehicles

Assaulov I.U.

MAI, Moscow

Considering the existing unmanned aerial vehicles (UAVs or drones), we can find two possible ways of their improvement. The first way is to improve or to create new

modules of the UAVs without any significant changes in vehicle design. For example, exploration or electronic warfare (EW) modules. The second way is the development of essentially new defense systems of the UAVs, which can easily counter any threats arising during combat missions.

Due to a fast-changing world situation, UAVs development brings some really interesting projects. Engineers and designers worldwide offer their own ideas and various constructions. From the UAVs with vertical take-off and increased standby time to such exotic ideas as creating amphibian and “disappearing” drones. However, there are no UAVs without a stable control system withstanding interference.

Every fundamentally new UAV sooner or later will have an upgrade and universalization problems and also the problem of control and communication systems improvement. Moreover, UAVs interaction and building a whole combat system also becomes an actual task nowadays.

To sum up, we can pick out some basic directions of unmanned aerial vehicles development:

- Module upgrading of the existing UAVs.
- Development of new UAVs with the improved characteristics such as flight altitude, flight range and standby time.
- Upgrading and development of new static free control systems.
- Creating the essentially new communication systems to cooperate with other UAVs and pilot.

Методика моделирования упругой системы «авиационное катапультное устройство – отделяемый груз»

Беклемищев Ф.С.

МАИ, г. Москва

Повышение эффективности применения комплексов авиационного вооружения является актуальной задачей. Высокая эффективность обеспечивается, в том числе, качеством процессов проектирования, изготовления и экспериментальной отработки изделий и систем в целом. Существенную роль в процессе проектирования играют используемые средства, методики и технологии, в первую очередь – информационные.

Применение информационных технологий проектирования и инженерного анализа при разработке авиационных комплексов и систем позволяет принципиально улучшить не только качество проектируемых изделий, их тактико-технические и экономические характеристики, но и существенно сократить стоимость выполняемых работ. Такой подход в авиационной отрасли приобретает особую практическую ценность в современных условиях, когда возможность проведения натуральных испытаний ограничена. В этих условиях компьютерные технологии, по существу, являются одним из неотъемлемых компонентов процессов моделирования, проектирования и создания такого рода продуктов.

В данной работе приведена методика моделирования упругой системы «авиационное катапультное устройство – отделяемый груз». Данная методика включает в себя решение следующих задач:

- Построение модели авиационного катапультного устройства с учётом упругости звеньев механизма;
- Решение задачи газодинамики для силового пиропривода;
- Построение модели упругого катапультируемого груза.

Предложенная методика моделирования представляет собой интегрированную систему. Данная система состоит из совокупности комплексов программных продуктов, интегрированных в процесс проектирования практически от замысла до получения готового изделия и связанных между собой единым объектом проектирования, форматами передачи данных и др., и включает в себя:

- Динамические и расчётные модели, построенные в программном комплексе автоматизированного динамического анализа многокомпонентных механических систем EULER;
- Твердотельные модели, содержащие массово-инерционные характеристики, реализованные с использованием информационной технологии SolidWorks;
- Модели, содержащие конечно-элементную сетку, реализованные с использованием инструментов инженерного анализа Nastran и пре- и постпроцессора Patran.

Elastic system modeling method “Aviation Ejection Rack – Detached Cargo”

Beklemishchev F. S.

MAI, Moscow

The issue of increase of the aircraft armament complexes application efficiency is pressing. High efficiency is ensured without limitation by the quality of designing, production and experimental treatment processes for a product and systems in general. The used means, methods and technologies and, primarily, - the information ones, are crucial for the designing process.

Application of the designing and engineering analysis information technologies within development of the aircraft complexes and systems enables to improve fundamentally not only the quality of the designed products, tactical and technical, economic parameters but, also to reduce significantly the cost of the operations performed. Such an approach in the aviation industry becomes particularly and practically valuable in the current context when a possibility to conduct field tests is limited. In these conditions, computer technologies are essentially one of the indispensable components of modeling, designing and creation process for such product types.

This paper describes the elastic system modeling method “Aviation Ejection Rack – Detached Cargo”. This method addresses the following problems:

- Creation of the aviation ejection rack model with due account for the mechanism’s links resilience;
- Solution of the gas dynamics problem for the power pyro actuator;
- Creation of the elastic ejectable cargo model.

The suggested modeling method represents the integrated system. This system includes a combination of the software program complexes integrated in the designing process almost from a concept to a finished product and the interconnected by the unified designing objects, data transfer formats etc., and includes following:

- Dynamic and calculation models built in the software complex of the automated dynamic analysis of the multicomponent mechanic systems EULER;
- Solid models containing the mass-inertia characteristics implemented with the help of the information technology SolidWorks;
- Models containing the finite element grid and implemented with the help of the engineering analysis tools Nastran and pre- and postprocessor Patran.

Модель поражения управляемых ракет оснащенных матричными фотоприемными устройствами

Вагапов У.Д.², Папко А.Д.¹

¹ВУНЦ ВВС, г. Воронеж, ²МАИ, г. Москва

В результате проведенного анализа современных управляемых авиационных средств поражения, а также средств защиты летательных аппаратов от высокоточного оружия можно сделать вывод о том, что существующие бортовые комплексы обороны (БКО) не обеспечивают достаточный уровень защиты ЛА, а именно обеспечивают только пассивную защиту посредством создания помехового воздействия на головку самонаведения ракет, что с учетом возможности цифровой обработки сигнала и схем помехозащиты управляемых ракет является малоэффективным. Современные ложные тепловые цели (ЛТЦ) эффективны лишь для защиты от ракет с одноэлементным ФПУ, а в связи с возможностью распознавания образа цели в современных головках самонаведения с матричными фотоприемными устройствами (ГСН с МФПУ), применение ЛТЦ нецелесообразно. Из вышесказанного вытекает необходимость совершенствования БКО при помощи создания новых способов защиты ЛА от атакующих ракет противника.

Целью работы является повышение эффективности защиты летательного аппарата в условиях прогнозируемого воздействия управляемых ракет класса «воздух-воздух» оснащенных ГСН с МФПУ

Для решения задачи огневого воздействия на управляемую ракету предлагается использовать способ поражающего воздействия, имеющий целью поражение основных элементов атакующей ракеты противника на безопасном расстоянии от обороняемого ЛА. Сущность разработанного способа состоит в том, что в пространстве между летательным аппаратом и наиболее вероятным направлением возможной ракетной атаки противника, путем подрыва активного элемента защиты (АЭЗ), формируется облако осколков, попадая в которое, ракета получает повреждения, приводящие к нарушению ее работоспособности. В качестве АЭЗ выступает пиротехнический патрон инфракрасного излучения с интегрированным боевым модулем.

Представленный способ позволяет повысить эффективность бортового комплекса обороны ЛА, обеспечив высокую вероятность поражения атакующей ракеты противника.

Для реализации способа огневой защиты ЛА разработан алгоритм работы огневой защиты ЛА. Алгоритм учитывает траекторию движения атакующей ракеты противника и баллистические характеристики АЭЗ после чего производится расчет дальности бросания и подается команда на отстрел АЭЗ.

Также проведена оценка эффективности защиты ЛА с учетом способа огневой защиты ЛА и алгоритма его работы при помощи разработанной методики оценки эффективности БКО.

Guided missiles equipped with matrix photodetectors defeat model

Pashko A.D.¹, Vagapov U.D.²

¹Russian Educational and Scientific Center of the Air Force, Voronezh; ²MAI, Moscow

As a result of analysis of current guided aircraft weapons, as well as protection means of aircraft against high-precision weapons, we can conclude that the existing airborne defense systems (ADS) does not provide a sufficient level of aircraft protection, namely they only provide passive protection through the creation of interference effects on homing missiles. But modern possibilities of the digital signal processing circuits and anti-jamming missiles make the passive protection inefficient. Modern false heat goals (FHG) are effective only for protection against missiles with a singleton PRD (photo receiving device). But in connection with the recognition target image in the modern seeker equipped with matrix photodetectors (MP), the use of FHG becomes inappropriate. From the foregoing it follows the need to improve the ADS by creating new ways to protect the aircraft from attacking enemy missiles.

The aim this research is to increase the effectiveness of the protection of aircraft in terms of predicted impacts of guided "air-to-air" missiles with homing head equipped with (MP). To solve the problem of fire impact on a guided missile it is proposed to use the method damaging effects that aims to defeat the main elements of enemy attacking missiles at a safe distance from the defended friend aircraft. The essence of the developed method is that in the space between the aircraft and the most likely areas of possible enemy missile attacks due to undermining the active protection of element (APE), a cloud of debris is formed, which is getting into the rocket, causes damage, leading to disruption of her health. As the APE pyrotechnic cartridge with integrated infrared battle module is advocated.

The presented method allows to increase the efficiency of complex airborne aircraft defense, providing a high probability of defeating attacking enemy missiles.

To implement the aircraft fire protection method algorithm of aircraft fire protection was developed. The algorithm takes into account the trajectory of the attacking enemy missiles and ballistic characteristics of APE and then calculates the distance of the cast and is commanded to shoot APE.

Also the effectiveness of the protection of the aircraft was evaluated taking into account the method of fire protection of aircraft and its operation algorithm using the developed methodology for assessing the effectiveness of the APE.

Разработка универсального алгоритма и решение задачи идентификации упругой модели авиационного катапультного устройства

Видяйкин А.А., Правидло М.Н.

ГосМКБ «Вымпел» им. И.И.Торопова, г. Москва

В данной работе рассматривается построение универсального алгоритма, позволяющего с высокой точностью решать задачу идентификации упругой

модели АКУ методом математического моделирования на основе экспериментальных данных на базе АО ГосМКБ «Вымпел».

В настоящее время существует большое количество типов АКУ и регулярно модернизируется с целью соответствия новым тактико-техническим требованиям. На данный момент для определения достоверных параметров движения груза, находящегося на АКУ, в момент его отделения от самолётаносителя (СН), требуется проведение полной разборки АКУ и проведения ряда испытаний, с целью определения упругих характеристик отдельных звеньев. Однако ряд подобных испытаний не гарантирует в конечном итоге достаточную точность полученных результатов, и модель, как правило, требует уточнения. Такой подход вносит существенные погрешности в получаемые результаты моделирования в большом спектре режимов применения.

Алгоритм решает многомерную задачу оптимизации методом Флетчера - Ривса с многократной проверкой овражности целевой функции, гарантирующим квадратичную сходимость.

Наличие такого программного продукта снимает необходимость проведения вышеупомянутого ряда трудоёмких, времязатратных и дорогостоящих испытаний, т.к. позволяет достаточно точно определить упругие характеристики АКУ с помощью результатов одного испытания. Адекватность полученных результатов подтверждается работами, проведёнными над АКУ-610.

Такой подход к решению задачи идентификации позволяет значительно экономить материальные и финансовые средства, застрачиваемые на целый ряд испытаний отдельных узлов, требующих верификации и отработки сборной модели АКУ.

Важной особенностью разработанного алгоритма является то, что он был применён при отработке и испытаниях изделий, уже состоящих на вооружении РФ.

Development of universal algorithm and solution of a problem of identification of an elastic model of aircraft ejection launcher

Vidiaikin A.A., Pravidlo M.N.

Joint stock company "State Machine Building Design Bureau "Vympel", by name I.I. Toropov", Moscow

In the given project is being considered development of an universal algorithm, allowing to solve with pinpoint accuracy a problem of identification of an elastic model of aircraft ejection launcher, using mathematical modelling mode on basis of experimental data, using capabilities of the Joint stock company "State Machine Building Design Bureau "Vympel".

At the present time, there is a great number of types of aircraft ejection launchers, which is being regularly renewed in order for availability for new military operational requirements. Currently, in case of determination of reliable parameters of advancement of load disposed on the aircraft ejection launcher, at the time of its release from the carrier aircraft (СН), it is required to undertake a complete disassembly of the aircraft ejection launcher and to perform series of tests, in order to determine elastic responses of separate elements. However, a number of similar tests does not finally guarantee an adequate accuracy of received results, and the model, normally, requires to be corrected.

Such an approach introduces considerable errors into the simulation data being received in a great spectrum of application modes.

The algorithm resolves the multidimensional optimization problem with the Fletcher-Reeves method using repeated recheck of ravine char of objective function, guaranteeing quadratic convergence.

Availability of such software product remove necessity of performance of abovementioned series of labour intensive, time-consuming and high-priced tests, because it permits to determine precisely enough the elastic responses of the aircraft ejection launcher with the help of results of one test. Adequacy of received results is being confirmed by operations accomplished on aircraft ejection launcher АКУ-610.

Such an approach to the solution of identification problem make possible a considerable economy of material an financial means, spending for a number of tests of separate units, requiring verification and optimization of the assembled model of the aircraft ejection launcher.

An important property of the developed algorithm is a fact, that it was employed by optimization and tests of articles, already operationally available in Russian Federation.

Полунатурное моделирование беспилотных летательных аппаратов типа мультикоптер

Гоголев А.А., Лавров А.О., Лялин А.С.
ГосНИИАС, г. Москва

Первые беспилотные летательные аппараты (БЛА) типа мультикоптер появились на заре вертолетостроения, однако всеобщую популярность получили лишь в XXI веке. Быстрое развитие мультикоптеры получили вследствие внедрения МЭМС технологий, бесколлекторных моторов, а также появления ёмких литий-полимерных аккумуляторов, обладающих малым весом. Благодаря простоте своей конструкции данный тип летательных аппаратов активно используется в любительском авиамоделировании, гражданских и военных областях. Однако мультикоптеры имеют существенный недостаток: в отличие от самолета и вертолета мультикоптер не имеет механизма планирования и авторотации, поэтому при полном, а также во многих случаях частичном отключении моторов переходит в неуправляемое падение и, как следствие, происходит разрушение конструкции самого мультикоптера с дорогостоящим оборудованием.

Снизить риски, сократить время и повысить эффективность разработки мультикоптеров призван метод полунатурного моделирования, широко применяемый для отработки бортовых систем летательных аппаратов. Методы полунатурного моделирования призваны заменить часть механизмов математической моделью, сохранив при этом максимальную адекватность натурному образцу.

Комплекс полунатурного моделирования беспилотного летательного аппарата типа мультикоптер состоит из:

- математической модели динамики БЛА;
- центрального вычислителя БЛА;
- динамического стенда в основе с шестистепенной платформой Стьюарта;
- коллиматора для отработки оптических систем;

- имитатора измерительных систем (спутниковый приемник, магнитометр, баровысотометр, ультразвуковые датчики);
- средств регистрации.

На сегодняшний день в открытых источниках печати не встречается описание методов или комплексов полунатурного моделирования БЛА типа мультикоптер. В статье предложен комплекс полунатурного моделирования, благодаря которому становится возможным осуществить полноценное моделирование алгоритмов управления (в том числе критических режимов), идентификацию параметров переходных процессов систем управления.

Semi-natural modelling of unmanned aerial vehicles like multicopter

Gogolev A.A., Lavrov A.O., Lyalin A.C.
GosNIAS, Moscow

First unmanned aerial vehicles (UAV) like multicopter were developed at the beginning of helicopter engineering, but became popular only in XXI century. Rapid development of aircrafts became possible due to the popularity of MEMS technologies, brushless engines and high-capacity lithium-polymer batteries. Multicopters are widely used in unprofessional aviamodelling, military and civil tasks because the construction is very easy-to-use. In spite of this multicopters don't have the ability of windmilling and glide landing therefore multicopter are damaged easily.

Semi-natural modelling helps us to reduce risk of damage, decrease time and increase the efficiency of developing UAVs. Semi-natural modelling have the maximum accord with full-size UAV.

Semi-natural modelling system of multicopter consists of:

- dynamic math model of UAV;
- central processing unit;
- 6 degrees of freedom system for dynamical modelling;
- collimated optic system;
- math model of GPS receiver, magnetometer, altimeter;
- logging system.

Nowadays there is no articles about semi-natural modelling of multicopters in science magazines. This article has the description of semi-natural modelling system that can help to model the control system and to make identification of dynamic parameters.

Моделирование газодинамических и динамических процессов при отделении изделия из пускового контейнера в движении с учетом контактных взаимодействий

Голдовский А.А., Любимова Н.А.
ГосМКБ «Вымпел» им. И.И. Торопова, г. Москва

В данном докладе представлена методика моделирования газодинамических и динамических процессов отделения с учётом контактных взаимодействий в транспортно-пусковом контейнере (ТПК) при его движении. Решение указанной задачи позволяет осуществлять имитационное моделирование старта изделия при различных начальных условиях в момент пуска и при возможных конструктивных различиях всей системы.

Для моделирования такого рода процессов используются система автоматизированного проектирования Mathcad, а также программный комплекс математического моделирования динамики многокомпонентных механических систем (ММС) в трехмерном пространстве EULER. Приведены методики трехмерного моделирования ТПК – изделие с учетом внутреннего контакта, а также связанная математическая модель газовой динамики и динамики движения твердого тела, позволяющая получить характер движения изделия как внутри ТПК, так и при выходе из него.

Важной особенностью движения изделия внутри ТПК является отсутствие соударений, влияющих на параметры отделения такие как: вертикальная скорость, угловая скорость, время выхода из контейнера. Разработанная математическая модель позволяет минимизировать влияние контакта между ТПК и изделием на вышеуказанные параметры, а также даёт возможность оценить физику процесса при действии внешних нагрузок таких как: встречный ветер, поступательная и угловая скорость пускового контейнера.

Результаты численного моделирования системы сопоставляются с результатами стендовых испытаний газогенераторов и с результатами натурных испытаний всей системы.

Simulation of gas-dynamic and dynamic processes by separation of the article from the launching pod in motion with allowance for contact interactions.

Goldovsky A.A., Lubimova N.A

GosMKB “Vympel” named by Toropov I.I., Moscow

The given report represents simulation procedure of gas-dynamic and dynamic separation processes with allowance for contact interactions in a transporter-launcher container (ТПК) during its moving. The solution of mentioned problem permits to realize a simulation modelling of article start with different initial conditions at the time of launching and by probable design differences of entire system.

To simulate such kind of processes one uses a system of computer-aided engineering system Mathcad, as well as a mathematical modelling software solution of kinetics of many-component material systems (ММС) in EULER three-dimensional space. Procedures of three-dimensional simulation of the transporter-launcher container are cited - article with allowance for an internal contact, as well as a coupled mathematical model of gas and driving dynamics of rigid body, allowing to create an article motion state both inside of the transporter-launcher container, and at its outlet.

An important property of article motion within the transporter-launcher container is the absence of collisions, influencing on separation parameters, such as: vertical velocity, angle rate, time of doing out of the container. Elaborated mathematical model allows to minimize a contact effect between the transporter-launcher container and the article on above-mentioned parameters, as well as it presents a possibility to estimate physics of process by effect of external loadings such as: front wind, forward velocity and angle rate of the launching pod.

Results of system computational simulation are being correlated to the results of bench tests of gas generators and to the results of in-situ testing of all system.

Реализация автономной системы распознавания дорожных знаков

Гончаревич А.А., Садькова Л.И., Коноплев Т.Е.

В последнее время прослеживается тенденция совершенствования автоматизированных систем, направленных на повышение безопасности [1] и упрощение эксплуатации человеком транспортных средств. Целью данной работы является создание системы информационной поддержки водителя, которая может быть установлена в любое транспортное средство как отдельный модуль. Задачей данной системы является распознавание дорожных знаков, встречающихся на пути следования транспорта, с последующим информированием водителя в режиме реального времени.

Система включает в себя такие элементы, как:

- устройство для записи видео - фиксирует визуально видимое пространство перед транспортным средством и передает изображение в блок обработки через Wi-Fi канал;
- блок обработки изображения - реализует алгоритмы поиска и распознавания дорожных знаков;
- средство вывода информации – система индикации, на которой отображаются выявленные знаки.

Наибольший интерес представляет второй блок, который производит обработку кадра, заключающуюся в анализе элементарной цветовой матрицы (красной, синей, желтой) с помощью разложения исходного изображения по каналам (RGB, HSV). Полученные в результате монохромные изображения преобразуются с использованием пороговой сегментации [2] в бинарный вид. На бинарных изображениях определяют области возможного расположения знаков, которые подвергаются последующему анализу по контуру (треугольные, круглые, четырехугольные, сложной формы). После этого для сегментов, ограниченных найденными контурами, применяются алгоритмы распознавания дорожных знаков, основанные на сравнении текущего изображения и эталонов знаков, имеющих схожую форму. На основе анализа результатов алгоритмов распознавания определяются знаки, находящиеся в текущем кадре.

Результатом настоящей работы является функционально-программный прототип системы, реализующий описанные в докладе алгоритмы, устойчивый к различным возмущающим факторам, искажающим текущее изображение, таким как изменение условий освещенности и погодных условий.

Список литературы

1. Кружков Д.М., Якименко В.А. Методы и алгоритмы оценки эффективности эксплуатации транспортных средств //Научное обозрение 2016 №11 01.06.2016 г. Саратов с.142-148
2. Ким Н.В. Обработка и анализ изображений в системах технического зрения. – Москва: Издательство МАИ,2001. – 160 с.

Implementation of autonomous system of traffic signs recognition

Goncharevich A.A., Sadykova L.L., Konoplev T.E.

MAI, Moscow

An automated systems improvement focused on the safety [1] and simplify human operation of the vehicles has been a main trend in recent years. The aim of this work is

a vehicle's driver assistance system developing that can be installed in any vehicle as a separate module. This system provides an opportunity of the recognition of the traffic signs recognition encountered in the route of the transport with following informing the driver in the real time.

The system includes such elements as:

- digital camrecorder that surveys the visible space in front of the vehicle and transmits the image to processing unit via a Wi-Fi channel;
- processing unit – implements the traffic signs search and recognition algorithms;
- displaying device – indication system that displays found traffic signs.

The second unit is the most interest because it performs processing of the frame, consisting in the analysis of basic color matrix (red, blue, yellow) using the division of the original image to channels (RGB, HSV). The resulting monochrome images converted using the threshold segmentation [2] to binary form. The areas of possible location of signs, defined on the binary images, are subsequently used for the further analysis of the contour (triangle, circle, square, complex shaped). The traffic signs recognition algorithms are based on comparison of the current image and reference image of signs having a similar shape apply for segments, limited by the found contours. The signs in the current frame determined on the basis of the analysis of the recognition algorithms results.

The result of this work is the functional software module that implements described algorithms, resistant to various perturbing factors that distort the current image, such as changing lighting and weather conditions.

References

1. Kruzhev D.M., Yakimenko V.A. Methods and algorithms of assessing the effectiveness of vehicle operation No11 p.142-148
2. Kim N.V. Obrabotka i analiz izobrazheni i v sistemah tehničeskogo zrenia. – Moscow: MAI, 2001. – 160 p.

Научно-техническое обоснование облика ударного беспилотного летательного аппарата малого класса

Иконников М.А.
МАИ, г. Москва

Анализ открытых источников позволяет сделать вывод об усилении роли диверсионно-разведывательных и партизанских подразделений в современных вооруженных конфликтах.

Текущий уровень технологического развития дает возможность обеспечить применение беспилотных летательных аппаратов (БЛА) для решения задач боевого обеспечения с минимальными затратами сил и средств. Успешная эксплуатация БЛА различных классов не требует как высокого уровня подготовки личного состава, так и существенных финансовых затрат.

Наиболее широкое распространение получили БЛА, применяемые для разведки и целеуказания.

БЛА малого класса (массой до 30 кг), имея ограниченную область применения, обладают рядом существенных достоинств:

- малая эффективная площадь рассеивания, что делает БЛА малого класса фактически невидимыми для радиолокационных средств обнаружения;
- малая визуальная и акустическая заметность на незначительном удалении от наблюдателя;

- высокая скорость разворачивания и маневренность.

Описанные выше качества позволяют сделать вывод о перспективности применения БЛА не только как средства ведения разведки, но и ударной системы.

В данной работе было дано научно-техническое обоснование облика ударного БЛА малого класса.

На первом этапе был проведен анализ опыта применения и перспектив развития малых БЛА вертикального взлета и посадки в качестве ударного средства.

На втором этапе было произведено обоснование выбора средств поражения, размещаемых на платформе-носителе и оценка эффективности применения реактивного вооружения, суббоеприпасов и ручных гранат.

В настоящее время существующие прототипы БЛА малого класса, несущие реактивное вооружение (РПГ-26, РПП-2, РПО «Шмель») не имеют прицельно-навигационных систем, обеспечивающих точное ведение огня.

Анализ источников, показал отсутствие как баллистических моделей применения данных видов пехотного вооружения в качестве авиационных средств поражения, так и динамических моделей самого БЛА подобного класса при непосредственном ведении огня.

Помимо разработки прицельно-навигационной системы, актуальным вопросом является обоснование оптимальной конструкции опорно-поворотных устройств для описанных выше типов вооружения.

Scientific and technical study of the unmanned combat aerial vehicle configuration

Ikonnikov M.A.
MAI, Moscow

The analysis of public sources leads to the conclusion about increasing contribution of the intelligence and subversive guerrilla units in modern warfare.

The current level of technological development makes it possible to use unmanned aerial vehicles (UAVs) for solving the problems of combat support with minimum effort and costs. Successful operation of UAVs of different classes requires neither a high level of personnel training nor substantial financial expenses.

UAVs are mostly used for reconnaissance and target designation.

Small class UAVs (weigh up to 30 kg), while having the limited scope of application, also possess some positive qualities:

- small radar cross-section makes small class UAV practically invisible to radar detection equipment;
- low visual and acoustic visibility on a small distance from the observer;
- agility and high speed of deployment.

The qualities described above make it clear that UAVs are promising not only as means of conducting reconnaissance, but also as a weapon system.

In this paper an attempt of a scientific and technical study of the unmanned combat aerial vehicle (UCAV) configuration was made. The first stage was dedicated to the

analysis of application and development perspective of a small vertical take-off and landing UAV as an aircraft weapon. During the second stage, UAV payload was calculated and the effectiveness of missile weapons, hand grenades, and sub-munitions was evaluated.

Currently, the existing prototypes of small classUCAV equipped with missile weapons (RPG-26, RShG-2, RPO Shmel) do not have sighting and navigational systems that provide precise firing.

The analysis of the literature demonstrated the absence of ballistic application models for these types of infantry weapons as aircraft weapons and dynamic models of small classUCAVs at the time of firing.

In addition to the development of sighting and navigational system, we looked into another important issue of the optimal design of a gimbal for weapon types described above.

Адаптивное оценивание на основе линеаризованных алгоритмов обработки пространственно-временных сигналов в системах со случайной структурой

Колосовская Т.П.

МАИ, г. Москва

Целью настоящего научного исследования является решение задачи синтеза и анализа корреляционно-экстремальных алгоритмов обработки сигналов в стохастических динамических системах (СДС) со случайной структурой или с переключением параметров и их линеаризация, которые могут обеспечить адаптивную способность фильтра в случаях больших ошибок оценивания, задачах срыва слежения, резкого возрастания шумов измерений и скачкообразных изменениях параметров оцениваемого процесса (последний случай может возникнуть при сопровождении маневрирующей цели).

Рассматривается задача адаптивного оценивания и идентификации, когда вектор состояния и вектор параметров представляют собой марковские процессы, а измерения представляют вектор нелинейных пространственно-временных сигналов различной физической природы.

Известные алгоритмы нелинейного оценивания основаны на предположении о линеаризации нелинейных функций в уравнениях состояния системы и измерений относительно ошибок оценивания.

Предлагаемые корреляционно-экстремальные алгоритмы для вычисления апостериорных вероятностей состояний (АПВС), оценок состояния (ОС) системы и ковариационной матрицы, а также их линеаризованный вид, были выведены с использованием теории марковских процессов и стохастических систем со случайной структурой. Подробный вывод линеаризованного уравнения для апостериорных вероятностей (АПВ) был основан на разложении в ряд Тейлора взаимной корреляционной функции (ВКФ) в каждом состоянии, с использованием свойств сингулярных процессов, чтобы упростить исследование поведения функции АПВ. Линеаризация уравнения для ОС была получена на основе аппроксимации рядом нелинейной детерминированной функции динамики состояния процесса, как функции значений оценок, и в предположении аппроксимации рядом производных пространственной ВКФ для каждого состояния, с учетом свойств сингулярных процессов.

В нелинейном фильтре для каждой ошибки оценки в каждом состоянии необходимо знать производные ВКФ. Используя вышеуказанные аппроксимации рядами, значение второй производной ВКФ относительно ошибок оценок можно рассматривать как постоянный коэффициент для каждого состояния. Линеаризованные уравнения для ОС определяют схему фильтрации в виде следящей системы с двумя состояниями (или двумя каналами), которая изменяет свой порог в соответствии с линеаризованными уравнениями для АПВ.

Вероятностный анализ выведенных уравнений алгоритмов показывает функциональные связи между АПВС, субоптимальными ОС, дисперсиями ошибок оценок и пространственной ВКФ и ее производными в каждом состоянии. Механизм адаптации предлагаемых алгоритмов (нелинейного и линеаризованного) рассматривается на примере системы сопровождения объекта и представляет собой эффективное средство переключения от одного режима функционирования к другому (от узкого поля зрения к более широкому полю зрения радиолокационной или оптической (инфракрасной) системы сопровождения изображения). Выведенные алгоритмы представляют новые решения задачи линеаризации в случаях больших ошибок оценивания и задачи о срыве слежения в СДС.

Предлагаемые алгоритмы позволяют получить априорную оценку эффективности системы обработки сигнала и исследовать ее поведение в условиях воздействия внешней среды. Для системы обработки информации имеются значительные преимущества с точки зрения вычислительной нагрузки благодаря предложенному в настоящей работе применению корреляционно-экстремальных методов в системах со случайной структурой. Выведенные алгоритмы могут быть использованы для задач обработки пространственно-временных сигналов и применены в навигационных, прицельно-навигационных и робототехнических системах.

Adaptive estimation using linearized spatial-time-varying signal processing algorithms in systems with random structure

Kolosovskaya T.P.
MAI, Moscow

The purpose of the present scientific research is the solution of the problem of correlation-extremum signal processing algorithms synthesis and analysis for stochastic dynamic systems (SDS) with random structure or with switching parameters and their linearization which can provide the filter adaptive capability in the cases of great estimation errors, tracking interruption problem, abrupt increasing of the measurements noises, and jumping changes of the estimated process parameters (the last case may occur in a maneuvering target tracking).

The problem under consideration is adaptive estimation and identification, when the state vector and the parameter vector follow Markov processes, and the measurements are the vector of nonlinear spatial-time-varying signals of different physical nature.

The known nonlinear estimation algorithms are based on the assumption of linearization of the nonlinear functions in the system state and measurements equations relative to estimation errors.

The proposed correlation-extremum algorithms for computing the a posteriori

probabilities of states (APPS), the state estimates (SE), and the covariance matrix and their linearized form have been derived using the theory of Markov processes and stochastic systems with random structure. A detailed derivation of the linearized a posteriori probabilities (APP) equation was based on the Taylor series expansion of the cross-correlation function (CCF) in each state, using the features of the singular processes, to simplify the study of the APP function behavior. The linearization of the SE equation was obtained by using the series approximation for the nonlinear deterministic dynamic state process function as a function of the estimates values, and assuming the series approximation of the spatial CCF derivatives for each state, and the property of the singular processes.

In a nonlinear filter for every estimate error in each state it is necessary to know the CCF derivatives. Using the above mentioned series approximations, the second derivative of the CCF with respect to the estimates errors can be interpreted as a constant coefficient for each state. The linearized SE equations define the filtering scheme as the tracking system with two states (or two channels), which changes its threshold according to the linearized APP equations.

The probabilistic analysis of the derived algorithms equations shows the functional relations between the APPS, the suboptimal SE, estimate errors variances and the spatial CCF and its derivatives in each state.

The adaptation mechanism of the proposed algorithms (nonlinear and the linearized one) is considered for a target tracking system, as an example, and represents an effective means of switching from one to the other mode of operation (from a narrow field of view to a wider field of view of a radar or an optical (infrared) image tracker). The derived algorithms represent new solutions of the linearization problem in the cases of great estimation errors or tracking interruption in the SDS.

The proposed algorithms allow to receive a priori performance evaluation of the signal processing system and to investigate its behavior under environment influences. There are significant computational loading advantages for the information processing system due to using the correlation-extremum methods in systems with random structure as proposed in this research. The derived algorithms can be used for spatial-time-varying signal processing problems and applied to navigation, guidance-navigation systems and robotics.

Информационно-измерительная система для определения параметров калибровки манипуляторов универсальных промышленных роботов

Копбаев Р.А.
МАИ, г. Москва

Существующие в промышленности методы позволяют производить аттестацию промышленных роботов (ПР) с требуемой для них точностью, однако, как правило, это всегда связано с применением достаточно сложных измерительных систем. Ниже рассматривается метод оценки точности позиционирования манипуляторов ПР на основе применения специально формируемых точечных источников света (ТИС).

Формирование ТИС, представляющего собой малое, не более нескольких микрон, световое пятно, осуществляется на принципе освещения внешним источником света отражающего зеркального элемента сферической формы, например, стального полированного шарика от приборных

шарикоподшипников, и наблюдения, хорошо видимого внутри его сферической поверхности светящегося пятна с помощью приборов с высокой разрешающей способностью.

На основе анализа оптической схемы были составлены уравнения формирования светящегося пятна внутри зеркального сферического элемента и вычисления его геометрических и оптических параметров, при которых светящееся пятно может рассматриваться в качестве ТИС, и при этом допустимо считать, что оно совпадает с центром сферического элемента.

Были проведены соответствующие расчеты и эксперименты для определения возможностей получения ТИС с размерами, которые необходимы для аттестации ПР.

Сами ТИС были установлены на рабочем органе манипулятора и на станине робота (данный ТИС был применен в качестве точки отсчета в системе координат). Далее производилась съемка с помощью оптико-электронного оборудования (видеокамера и фотоаппарат) перемещения рабочего органа манипулятора.

С помощью специально разработанного программного обеспечения для обработки изображений, полученных с оптико-электронного оборудования, был рассчитан «центр тяжести» ТИС и построены графики его движения и позиционирования в пространстве, относительно точки отсчета, с точностью необходимой для аттестации ПР.

Учитывая сложность кинематики современных ПР, очевидна необходимость разработки новых методик их аттестации, обеспечивающих максимальную простоту выполнения. Описанный метод аттестации отвечает этим требованиям, не имеет «контактов» между механикой ПР и измерительной системой, что является преимуществом перед существующими методами оценки точности ПР.

Information-measuring system for determining the calibration parameters of the industrial robots universal manipulators

Kopbaev R.A.
MAI, Moscow

Existing methods allow industry to carry out certification of industrial robots (IR) basing on the accuracy required for them, but as a rule, it is always associated with the use of complex measurement systems. The method bellowed is designed to assess the accuracy of positioning IR manipulators using specially generated point light sources (PLS).

Formation of PLS (a small spot of light of no more than a few microns) is carried out on the principle of lighting a reflective mirror spherical shape element with an external light, for example, lighting of a steel polished ball from instrument ball-bearings, and then examination of well visible glowing spot inside its spherical surface using high-resolution devices.

On the basis of the optical scheme analysis were made equation of glowing spots formation inside mirror spherical element and its geometrical and optical parameters according to which the glowing spot can be considered as PLS, and when it is acceptable to assume that it is in the center of a spherical element.

Calculations and experiments were made in order to determine the possibility to receive the PLS with dimensions required for IR certification.

PLS's themselves were installed on manipulator's gripper and on the frame of the robot (this PLS has been applied as a reference point in the coordinate system). Then with the help of optoelectronic equipment (camcorder and camera) was carried out the filming of the manipulator's gripper movement.

By using specially developed software for analyzing images obtained with optical-electronic equipment, "the centre of gravity" was calculated and his movement and positioning in space relative to a reference point was visualized, with the accuracy necessary for certification IR.

Taking into account the complexity of modern kinematics IR, there is an obvious need to develop new methods of their certification, which provide maximum ease of execution. The described testing method comes up with these requirements, certification does not have "contacts" between mechanic of IR and measuring system, which is an advantage over existing methods of assessing accuracy IR.

Обоснование параметров воздушно-динамического привода в режиме турбокомпрессора

Кутейникова Е.Н., Самсонович С.Л.
МАИ, г. Москва

Воздушно-динамический привод является новой разработкой в области управления полетом беспилотного летательного аппарата, в которой используется энергия набегающего потока. Существующие схемы основываются на применении давления торможения, что ограничивает интервал скоростей, на которых достигается полная управляемость.

Решить эту проблему можно с помощью перехода к использованию кинетической энергии, что требует изменения конструктивной схемы привода. В одной из возможных схем предполагается ввести в неподвижную аэродинамическую поверхность турбинку с электродвигателем, способные работать в зависимости от условий полета в режимах турбокомпрессора или турбогенератора.

Компоновку предполагается реализовывать путем расположения турбинки непосредственно на валу электродвигателя с внешним ротором, либо размещая между ними мультипликатор выполненный на основе волновой передачи с телами качения, при этом ось турбинки и электродвигателя следует расположить перпендикулярно набегающему потоку.

Режим турбокомпрессора характеризуется отсутствием или недостаточностью набегающего потока, при этом электродвигатель раскручивает турбинку, уменьшая лобовое сопротивление аэродинамической поверхности и увеличивая величину тяги струи сброса, тем самым изменяя направление вектора скорости летательного аппарата.

В рассматриваемом режиме работы основополагающими параметрами являются мощность электродвигателя и геометрия турбинки, так как они определяют расход и скорость истекающего потока. Существенно влияют на эти показатели: рабочий объем между соседними лопатками турбинки, число лопаток, площадь лопатки и средний радиус по ним. Отдельно выбирается угол и направление загиба лопаток турбинки, так как они влияют на скорость истекающего потока. Допускается возможным выполнение турбинки в виде

ротора типа «беличья клетка». Параметры турбинки подбираются таким образом, чтобы вписываться в ограниченные габариты.

Предварительные расчеты показывают, что выбор конструктивной схемы воздушно-динамического привода с использованием турбинки позволяет добиться управляемости на низких скоростях полета, в том числе и при старте с неподвижного основания.

Rationale of parameters of aerodynamic drive in turbocharger mode

Kuteynikova E.N., Samsonovich S.L.

MAI, Moscow

The aerodynamic drive is a new design in the field of flight control of unmanned aerial vehicle using the energy of the incoming flow. Existing schemes are based on using the breaking pressure, which limits the range of speeds where the total flight control can be achieved.

The solution to this problem lies in using the kinetic energy, which leads to changes in the constructive schemes. In one of the possible schemes it is suggested to implement a fan in the fixed aerodynamic surface. Depending on the flight conditions, the fan can work in two modes: turbocharger and turbogenerator.

The composition is suggested to be implemented by placing the fan directly on the shaft of electric motor with external rotor or by placing a multiplier between them, which could be based on wave gear with rolling bodies. The shaft of this construction must be placed perpendicularly to the incoming flow.

The turbocharger mode is characterized with absence of the incoming flow, or with its insufficiency. The electric motor spins the fan, which decreases the drag of the aerodynamic surface and increases the thrust of the released stream, thus changing the velocity vector of the aerial vehicle.

In this mode the main parameters are the electric motor's power and geometry of the fan, because those define the consumption and the speed of the incoming flow. The conditions, that have major impact on thrust and drag, are: working volume between the fan blades, the number of blades, blade's area and their median radius. The angle and the curve of the blades are chosen separately, because they affect the speed of the effluent flow. It is possible use the "squirrel cage" type of fan. Fan's parameters are chosen in order to fit into limited dimensions.

Preliminary calculations have shown that the choice of this constructive scheme of the aerodynamic drive with fan gives the way to achieve the flight control on low velocities including the launch from an immovable surface.

Моделирование газодинамических и динамических процессов при работе пиротехнического механизма раскрытия рулевых поверхностей

Любимова Н.А., Правидло М.Н., Голдовский А.А.

ГосМКБ «Вымпел» им. И. И. Торопова, г. Москва

В работе рассматривается разработка математической модели пиротехнического механизма раскрытия управляющих аэродинамических поверхностей (рулей), учитывающих сопряженные процессы газодинамики внутри полости пиропривода и динамики их подвижных частей.

На этапах проектирования и отработки (например, стендовой) новой авиационной техники является целесообразным проведение расчета функционирования конструкции во всем диапазоне условий ее работы с целью оценки характеристик, а также выявления направлений корректировки ее технического облика. Это позволяет значительно сэкономить средства на испытания и выявить недочеты конструкции на ранних этапах проектирования.

В работе представлена методика разработки математической модели, на основе которой была составлена расчетная программа для вычисления динамики раскрытия рулей. Математическая модель включает в себя описание нестационарного процесса горения заряда газогенератора и динамики движения механической системы.

Работа предусматривает верификацию расчетной программы на основе проведенного эксперимента, проведенного на предприятии. Объектом испытания являлся пиропривод системы раскрытия рулевых поверхностей (РП). По результатам сравнения данных эксперимента и расчетной оценки показана возможность проведения достоверности численного исследования процессов динамики раскрытия РП на основе использования расчетной программы.

Таким образом, в результате проделанной работы, была разработана адекватная физическому объему исследования математическая модель пиротехнического механизма раскрытия аэродинамических поверхностей с учетом сопряженных газодинамических процессов внутри полости пиропривода и динамики их подвижных частей. Данная модель признана практичным инструментом с точки зрения инженерного проектирования при выборе рационального технического облика механизма.

Simulation of gas-dynamic and dynamic processes by functioning of cartridge actuated device of deployment of main control surfaces

Lubimova N.A., Pravidlo M.N., Goldovsky A.A.

GosMKB "Vympel" named by Toropov I.I.", Moscow

In the project is being considered a development of a mathematical model of a cartridge actuated device of deployment of control airfoils (control fins), taking into account adjoint processes of gas dynamics within a pyro actuator hollow and of dynamic of their moving parts.

In the phases of design and of optimization (for example, - of developmental testing) of new air materiel it is appropriate to carry out a computation of operation of a structure in all range of conditions of its functioning in order to estimate performances, as well as to define directions of correction of its technical appearance. This permits to save substantially money for testing and to reveal deficiencies of design in early phases of engineering.

The document represents a procedure of development of a mathematical model, on basis of which they composed a design program to compute dynamic of control fins deployment. The mathematical model includes description of a nonstationary process of burning of a gas generator charge and of driving dynamic of the mechanical system.

In the project there will be a verification of the design program on basis of an experiment, conducted at the enterprise. The pyro actuator of the system of deployment of main control surfaces (PIT) was the object of the test. According to comparison results

of experiment data and to calculated estimation one demonstrated a possibility of carrying out of numerical investigation plausibility of deployment dynamic processes of main control surfaces because of use of the design program.

In this manner, due to the accomplished work, one designed a mathematical model, equivalent to the physical volume of investigation, of a cartridge actuated device of airfoil airfoils deployment, with allowance for associated gas-dynamic processes within a pyro actuator hollow and for dynamic of their moving parts. The current model is recognized as a practical tool from the point of view of detailed engineering by the choice of a rational technical appearance of the mechanism.

Разработка гарантирующего управления траекторией БЛА-перехватчика

Ляпин Н.А.

МАИ, г. Москва

Использование беспилотных ЛА для задач перехвата воздушных целей рассматривается специалистами в качестве одной из перспективных областей применения беспилотной авиации. Однако, практическая реализация подобной перспективы ограничивается отсутствием конструктивных, практически реализуемых алгоритмов управления траекторией БЛА-перехватчика. Учитывая это, целью работы являлось создание бортового алгоритма управления траекторией БЛА для выполнения операции перехвата воздушной цели.

Основу предложенного алгоритма составляет гарантирующий подход, базирующийся на игровой постановке задачи синтеза управления. В рамках такой постановки процесс боевого маневрирования конфликтующих сторон (самолета противника и БЛА) рассматривается как игра, в которой участвуют две стороны, преследующие антагонистические цели. С целью получения конструктивного, практически реализуемого решения, процесс маневрирования игроков описывается в 6-мерном пространстве относительных координат. Показано, что в рамках подобного описания задача синтеза алгоритма управления может быть интерпретирована как задача синтеза гарантирующего управления для линейной динамической системы с квадратичным критерием. Известно, что в такой задаче всегда существует седловая точка, что делает возможным ее решение.

В докладе представлены результаты решения следующих задач, возникающих в процессе синтеза гарантирующего управления:

- выбор и описание модели, отображающей динамику изменения относительного состояния конфликтующих самолетов в процессе их боевого маневрирования;
- выбор и обоснование структуры критерия оптимальности, учитывающего интересы обоих игроков;
- выбор времени боевого маневрирования, обеспечивающего условие существования седловой точки в игровой задаче;
- учет значений максимальных перегрузок, которые могут испытывать ЛА в процессе маневрирования;

Результатом решения перечисленных выше задач явилась разработка алгоритма гарантирующего управления, который может быть реализован в

бортовом вычислителе БЛА-перехватчика. Представлены примеры, иллюстрирующие работу разработанного алгоритма на ряде тестовых примеров.

Development of a guaranteed control of the trajectory of the UAV- interceptor

Lyapun N.A.
MAI, Moscow

The use of UAV for the interception of aerial targets is reviewed by experts as one of the promising applications of unmanned aircraft. However, the practical realization of such prospects is limited by the lack of constructive and implementable UAV-interceptor trajectory control algorithms. Given this, the aim of this work was the creation of the on-Board UAV's trajectory control algorithm in the operation of the interception of aerial targets.

The basis of the proposed algorithm is the guaranteeing approach, based on the game formulation of the control synthesis problem. Under such a formulation the combat maneuvering process of the conflicting parties (of the enemy aircraft and UAVS) is considered as a game which involves two parties that pursue antagonistic goals. With the purpose of obtaining constructive and implementable solutions, the process of maneuvering the players is described in six-dimensional relative coordinates space. It is shown, that in such descriptions the task of control algorithm synthesis can be interpreted as the problem of guaranteed control synthesis for linear dynamic systems with quadratic criterion. It is known that this problem always exists a saddle point, which makes possible its solution.

The paper presents the results of solving the following problems arising during the synthesis of guaranteed control:

- selection and description of the model representing the relative status changes dynamics of the conflicting aircraft in their combat maneuvers;
- selection and justification of the optimality criterion structure, taking into account the interests of both players;
- the timing of combat maneuvers, providing the condition for the existence of a saddle point in the play task;
- the accounting values of the maximum overloads that can have aircrafts in process of maneuvering;

The result of solving the above-mentioned tasks was the development of the algorithm for guaranteeing control that can be implemented in the onboard computer of UAV - interceptor.

Формулирование требований к приводной системе боковых ручек управления самолетом

Макарин М.А., Самсонович С.Л.
МАИ, г. Москва

Целью данной работы является формулировка требований к электромеханическим приводам боковой ручки управления самолетом (БРУ), которая является органом управления по тангажу и крену. Для корректной работы устройства к приводной части выдвигаются требования на основе физических и эргономических возможностей руки летчика, и предполагаемой интенсивности управления в зависимости от класса самолета и предполагаемого режима полета.

Человеческая рука, в среднем, способна развивать кратковременное усилие до 750 Н при энергичном рывке, а долговременное, в положении сидя, порядка 110 Н.

Очевидно, что для приводной системы БРУ требуются электромеханические приводы, зафиксированные на неподвижном основании для снижения инерциальной составляющей движения, обладающие большим крутящим моментом для работы в нагруженном состоянии продолжительное время и для обеспечения режимов «пересиливания» при одновременном управлении двумя пилотами.

Для корректной работы БРУ командира и второго пилота синхронизируются между собой по положению, при этом запаздывание следования ведомой БРУ не должно превышать 1 градуса при частоте 1 Гц.

Так, для формулировки требований к динамике и мощности привода, анализировалась кинематика движения стержня рукоятки БРУ, при этом было принято, что движения выходного звена являются гармоническими.

Для принятого значения $F_{max}=110$ Н требуемая мощность привода одного канала составила 86 Вт. Предельный режим достигается при частоте колебаний 4,4 Гц, что соответствует угловой скорости рукоятки 1,15 рад/с.

В соответствии с требованиями эргономики к рычагам управления, усилие страгивания рукоятки должно быть 5 Н для канала тангажа и 3,5 Н для канала крена. Градиент загрузки является переменным и составляет 1 Н*градус при угле отклонения от 0° до 2,5° и 5 Н*градус при угле отклонения от 2,5° до 10°.

В связи с возможными рывками рукоятки, в БРУ необходимо введение ограничения скорости перемещения ручки в зависимости от скорости полета самолета. Для этого в алгоритм загрузки вводятся дополнительные усилия от 5Н до 80Н для угловых скоростей от 10 град/с до 40 град/с.

Для выполнения этих требований необходимы достаточно мощные электродвигатели с большим крутящим моментом. Так, при длине рычага 100 мм, максимальный крутящий момент составляет 7 Нм в предельной точке, а время работы под этой нагрузкой может достигать 20-30с, что может сказаться на тепловыделении электродвигателя.

The requirements to actuator system of an aircraft sidestick control

Makarin M.A., Samsonovich S.L.

MAI, Moscow

The aim of this work is to formulate requirements for electromechanical actuators of aircraft sidestick, which controls pitch and roll of an airplane. For proper operation of the device the actuator's requirements are based on the physical and ergonomic features of pilot's hands and the expected control intensity depending on the class of the aircraft and the expected flight mode.

Human hand, on average, able to develop a short-term effort to 750N in a twitch and the long-term in a sitting position about 110N.

Obviously the actuator system requires electromechanical actuators, fixed on a base to reduce the inertial component of motion, having a large torque to work in the loaded state for a long time and to ensure the mode “overriding” while managing two pilots.

To work correctly, commander and co-pilot sidesticks are synchronized with each other in position, with the following delay led stick should not exceed 1 degree at a frequency of 1 Hz.

So for the formulation of requirements for dynamics and driving power, analyzed the kinematics of the movement of the rod handle BRU, and it was assumed that the movement of the output link are harmonic.

For the assumed value of $F_{max} = 110$ N required drive power of one channel of 86 watts. Limiting mode oscillation is attained at 4.4 Hz frequency, which corresponds to the handle angular velocity of 1.15 rad/sec.

In accordance with the requirements of ergonomics to the control levers, the pushing force of the handle must be 5 N in pitch channel and 3.5 N in roll channel. Gradient load is variable and determines as 1 N per degree when the angle of deviation is from 0° to $2,5^\circ$ and 5 N per degree for the angle of deviation from $2,5^\circ$ to 10° .

Due to possible of twitch it is necessary to include speed limits movement of the handle, depending on the flight speed of the aircraft. For this purpose, there are additional efforts in loading algorithm. from 5H to 80H for the angular velocity input by 10 %/s to 40 %/s

To meet these requirements quite powerful motors with high torque are required. So, at a length of 100 mm arm, maximum torque is 7 Nm at the limit point, and the work under this load can reach 20-30s, which may affect the heat dissipation of the motor.

Система управления планирующим парашютом большого удлинения

Мохов И.И., Постоев И.В.

МАИ, г. Москва

Управляемое десантирование грузов в настоящее время требует существенных экономических затрат, связанных с необходимостью привлечения наземной инфраструктуры, используемой для посадки традиционных летательных аппаратов, а также с относительно низкой точностью приземления используемых в настоящее время парашютных систем.

В настоящем докладе рассматривается автономная беспилотная система управления планирующим парашютом большого удлинения (ППБУ). Исходя из аэродинамических свойств ППБУ возможно его использование в режиме планирующего полета, что позволяет осуществлять активное маневрирование, и как следствие приводит к потенциальному повышению точности доставки грузов в труднодоступные районы. Беспилотный подход позволяет не подвергать риску человеческие жизни и аппараты, доставляющие грузы до точки сброса, а также сократить расходы на десантирование.

Автономная беспилотная система управления состоит из следующих блоков:

- исполняющий блок, состоящий из двух приводов, регулирующих натяжение левой и правой клеванты;
- информационный блок, поставляющий измерения от блока микромеханических акселерометров, датчиков угловых скоростей и магнитных компасов, а также системы GPS/ГЛОНАСС слежения;
- блока бортовой ЭВМ, ядром которой является аппаратно-вычислительная платформа «Arduino».

Форма, конструкция и материал купола могут различаться, однако подвесная система и свободные концы достаточно стандартизованы, что позволяет говорить об универсальности представленной системы.

Предложенные алгоритмы управления ППБУ были верифицированы путем проведения сравнительного анализа имеющихся экспериментальных данных, полученных в результате проведения контрольных спусков ППБУ под управлением человека, и данных, полученных с использованием предложенных алгоритмов.

The autonomous unmanned control system for gliding paraglider of high aspect ratio

Mokhov I.I., Postoev I.V.
MAI, Moscow

Nowadays controlled descent of cargo requires significant economic costs caused by the necessity to involve land infrastructure that is used for landing of traditional aircrafts and the low precision of landing currently used parachute systems.

This paper is presented the autonomous unmanned system of control for gliding paraglider of high aspect ratio (GPHAR).

Based on the aerodynamic properties of GPHAR, is possible to use it for mode of gliding flight. This mode is allows active maneuvering, and consequently leads to increase in the accuracy of delivery of cargo to remote areas. Unmanned approach allows not to risk human lives and aircrafts that deliver cargo to the point of discharge, and to reduce descent costs.

The autonomous unmanned control system consists the following units:

- unit of control actions consisting of two actuators that regulate the tension of the left and right toggle;
- information unit supplying measurements from micromechanical accelerometers, gyroscopes, magnetometers and GPS/GLONASS receiver;
- onboard computer, core of it is the hardware-computing platform “Arduino”.

The shape, design and material of the wing may vary, but the harness and risers are standardized, that is why the presented system is universal.

The proposed control algorithms of GPHAR were verified by comparative analysis of the available experimental data obtained as the result of the control runs of GPHAR control by human, and data obtained using the proposed algorithms.

Исследование динамических характеристик авиационного рулевого гидропривода с комбинированным регулированием скорости при наличии на выходном звене инерционной нагрузки

Алексеевков А.С., Ермаков С.А., Найденов А.В.
МАИ, г. Москва

Объектом исследования в данной работе является двухрежимный электрогидравлический рулевой привод ДРП-1 – первый в России макетный образец рулевого привода с комбинированным регулированием скорости. Его особенностью по сравнению с зарубежными аналогами является реализация принципа комбинированного регулирования скорости в автономном режиме его

работы, что позволяет обеспечивать высокие динамические характеристики в области малых амплитуд входных сигналов.

Цель данной работы – проверить влияние инерционной нагрузки на динамические характеристики нового привода, а так же показать возможность дальнейшего развития систем приводов в направлении более электрического самолета.

В процессе работы были проведены теоретические и практические исследования динамических характеристик привода ДРП-1 при наличии на его выходном звене инерционной нагрузки, проанализированы его достоинства и недостатки, а так же предложены пути по улучшению его динамических характеристик.

Теоретическое исследование динамики ДЭГРП показало, что наличие инерционной нагрузки, присоединенной к выходному звену привода, не оказывает значительного влияния на его динамические характеристики при работе в основном режиме с дроссельным регулированием скорости. При работе ДЭГРП в автономном режиме с присоединенной инерционной нагрузкой наибольшее влияние инерционная нагрузка оказывает на характеристики в области малых перемещений выходного звена.

Проведенные экспериментальные исследования подтверждают результаты теоретических исследований.

Полученные результаты и проведенные ранее исследования показывают, что возможности привода с комбинированным регулированием скорости позволяют обеспечивать выходные характеристики привода, необходимые для требуемых задач управления и режимов полёта. При этом возможность подстройки перепада давления на клапане реверса делает привод адаптивным.

На основании проведенных исследований сделаны выводы, что двухрежимные электрогидравлические рулевые приводы с комбинированным регулированием скорости в резервном режиме работы (ДЭГРП-КРС) по совокупности параметров являются перспективным направлением развития исполнительных механизмов систем управления самолетов с повышенной степенью электрификации бортовых систем.

Research of dynamic characteristics of the aircraft hydraulic actuator with combined speed regulation at inertial load on the output component

Alekseenkov A.S., Ermakov S.A., Naydenov A.V.

MAI, Moscow

The object of the study presented in this paper is the dual-mode electro-hydraulic actuator (DEHA) DRP-1, which is the first prototype of the actuator with combined speed regulation in Russia. The implementation of the principle of combined speed regulation in autonomous mode is DRP-1 peculiarity versus foreign analogues. That allows providing high dynamic performance in the small amplitudes range of the input signals.

The purpose of this study is to verify the influence of the inertial loads on the dynamic characteristics of the new actuator, and present the possibility of further development of actuator systems towards a more electric aircraft.

In the framework of this study both theoretical and practical research of dynamic characteristics of the actuator DRP-1 at the inertia load on the output component,

analyzed its strengths and weaknesses, and suggests ways to improve its dynamic performance.

Theoretical research of the dynamics of DEHA showed that the presence of an inertial load on the output link of the actuator does not have a significant effect on its dynamic characteristics when operating in native mode with throttling speed regulation. The inertial loading has the greatest effect on characteristics in the small amplitudes range of the input signals in autonomous mode DEHA at the inertia load on the output component.

Experimental studies confirm the theoretical results.

The obtained results and the previous studies have shown that the ability of the DEHA with combined speed regulation provide characteristics required for the flight control tasks. The adjustable differential pressure valve of the reverse makes the actuator more responsive.

On the basis of the conducted research it is concluded that on set of parameters the dual-mode electro-hydraulic actuators with combined speed regulation in the standby mode (DEHA-CSR) is the promising direction of control systems actuators development for high degree electrification aircraft.

Реализация алгоритмов широтно-импульсного управления двигателем на базе микроконтроллера 1986VE92 фирмы «Миландр»

Пенкин С.С.
МАИ, г. Москва

В докладе рассматривается вариант реализации методов импульсного управления электродвигателем на основе отечественного микроконтроллера 1986VE92 фирмы «Миландр».

Импульсное управление исполнительными механизмами с применением микроконтроллеров или программируемых логических интегральных схем находит широкое применение в современных приводных системах различного назначения. Характерной особенностью микроконтроллеров является наличие широкого набора специализированных быстро настраиваемых периферийных блоков, позволяющих существенно сократить время на разработку устройства и ввод его в эксплуатацию.

В состав периферии микроконтроллера входит блок таймеров общего назначения. Блок таймеров состоит из 3-х отдельно конфигурируемых таймеров и позволяет получать широтно-импульсный сигнал (ШИС) с заданными параметрами. Вследствие гибкости настройки блока таймеров представляется возможным реализовать алгоритмы управления двухстоечным мостом с учетом «мертвого времени», задействовав лишь один таймер. Данный подход позволяет использовать в задаче управления электродвигателем минимальное количество ресурсов микроконтроллера.

Для возможности проведения практических исследований на базе приведенного подхода реализации методов импульсного управления электродвигателем аппаратная часть, алгоритмы которой реализованы в микроконтроллере и описаны на языке С, была дополнена программной частью, представляющей из себя графический интерфейс пользователя на стороне компьютера, который позволяет интерактивно задавать метод импульсного управления, коэффициент заполнения широтно-импульсного сигнала,

направление вращения двигателя и отображать во времени текущие координаты исследуемой системы. Программная часть реализована на языке Matlab с привлечением среды разработки графического интерфейса пользователя (GUIDE) и пакета расширений Instrument Control Toolbox и может функционировать как в операционной системе MS Windows, так и GNU/Linux. Связь с аппаратной частью осуществляется по протоколу RS-232.

Разработанные программную и аппаратную части в совокупности можно рассматривать как программно-аппаратный комплекс, который может быть использован при разработке быстродействующих и энергоэффективных цифровых алгоритмов управления приводными системами современных устройств.

Implementation of the algorithms of the pulse-width electric motor control on the basis of 1986VE92 microcontroller “Milandr” manufacturer

Penkin S.S.
MAI, Moscow

The report covers a variation of pulse width methods realization for electric motor control built upon the native-made “Milandr” manufacturer’s microcontroller 1986VE92.

Actuators driven by pulse control technics implemented in microcontrollers or programmable logic devices have an extensive application in a wide range of modern drive systems. The feature of microcontrollers is a broad set of quickly manageable peripherals that essentially helps to cut down the development and commissioning time.

General-purpose timers block is a part of the periphery of a microcontroller. The timers block has three separately configured timers which allows to produce pulse-width signal (PWS) with given parameters. The flexible setup of the timers block made it possible to use only one timer to implement control algorithms for two-legged bridge taking into account dead time settings. This approach requires minimum amount of microcontroller’s resources to solve the electric motor control problem.

In order to put practical research based upon the proposed method in addition to the hardware component, which algorithms were built in a microcontroller using C programming language, a software component was implemented. The software component can be described as a graphical user interface which allows to adjust the pulse control method, the duty cycle of the PWS, the direction of rotation and which interactively represents data of the observed system. The software component was carried out using Matlab programming language with the help of graphical user interface development environment (GUIDE) and the Instrument Control Toolbox extension pack. Developed user interface is able to operate both in MS Windows and GNU/Linux operation systems. The connection between the computer and the microcontroller is supported via the RS-232 protocol.

Software and hardware components together can be treated as a hardware-software system that can be used in developing high-performance and power-efficient digital algorithms designed to control modern actuator-driven systems.

Способ и алгоритм баллистического обеспечения авиационной прицельной системы в интересах повышения точности стрельбы неуправляемыми авиационными средствами поражения

Татаренко Д.С.¹, Перчихин О.И.²
¹ВУНЦ ВВС, г. Воронеж; ²МАИ, г. Москва

Эффективность боевого применения неуправляемых авиационных средств поражения (НАСП) в значительной степени зависит от точности решения задачи прицеливания. Все частные задачи, так или иначе, связаны с результатами решения баллистической задачи, поэтому не подлежит никакому сомнению важность адекватного расчета траекторий НАСП и характера их поведения в полете для обеспечения высокой эффективности боевого применения.

Решение баллистических задач на борту летательного аппарата, имеющего бортовую цифровую вычислительную систему (БЦВС), как правило, возлагается на отдельный модуль, реализующий специализированный бортовой баллистический алгоритм (ББА), который строится на формулах, аппроксимирующих рассчитанные заранее готовые решения баллистической задачи. При этом они обладают серьезным недостатком - невозможность обеспечить высокую точность решения задачи прицеливания в широком диапазоне боевого применения НАСП.

Целью работы является повышение точности решения задачи прицеливания на борту летательного аппарата на основе использования полной баллистической модели движения НАСП. Однако реализация на борту ЛА данной модели невозможна из-за отсутствия необходимых для решения начальных условий элементов движения НАСП.

Разработан способ и алгоритм определения баллистических характеристик неуправляемых авиационных средств поражения, который позволяет:

- идентифицировать на борту летательного аппарата НАСП с целью использования индивидуального закона сопротивления;
- определить начальные условия стрельбы на основе вторичной обработке радиолокационного спектра отраженного сигнала;
- определить значение угла нутации, являющийся одним из параметров характеризующий движение НАСП относительно центра масс, начальное значение которого может достигать критических значений (порядка $\delta_0 = 30^\circ$) и зависит от сочетания условий вылета, таких как угол бросания λ_0 , скорость отделения, возмущения окружающей среды, вибрация оружия и т.п.;
- осуществить коррекцию угловых поправок с учетом осуществления пробного выстрела.

Method and aviation security algorithm ballistic targeting system created to improve accuracy unguided weapons

Tatarenko D.S.¹, Perchikhin O.I.²

¹Russian Educational and Scientific Center of the Air Force, Voronezh; ²MAI, Moscow

The effectiveness of combat employment of unguided aviation weapons (UAW) is largely dependent on the accuracy of targeting problem solutions. All private problems, one way or another, connected with the results of ballistic tasks solutions,

so there is no doubt the importance of adequate calculate trajectories of UAW and the nature of their behavior during the flight to ensure high efficiency of combat employment.

Solution ballistic tasks on board the aircraft having an onboard digital computer system (ODCS), as a rule, entrusted to a separate module that implements a special airborne ballistic algorithm (ABA), which is based on formulas that approximate the calculated pre-finished solutions of ballistic problems. At the same time they have a serious drawback – the inability to provide high accuracy solutions targeting a wide range of tasks in combat use of UAW.

The aim of present research is to improve the accuracy of solutions of aiming problem on board the aircraft on the basis of the full use of a ballistic UAW model movement. However, implementation on board the aircraft of this model is not possible due to lack of the necessary conditions for the solution of the initial elements of UAW movement.

The method and algorithm for determining the ballistic characteristics of unguided weapons were developed, which allows:

- identification of UAW on board the aircraft in order to use the individual of the resistance law;
- to define the initial conditions of the shooting on the basis of secondary processing of the radar spectrum of the reflected signal;
- to determine the value of the nutation angle, which is one of the parameters characterizing the movement of UAW center of mass, the initial value of which can reach critical values (of the order $\delta_0 = 30^\circ$) and depends on the combination of flight conditions, such as the angle of the cast λ_0 , the department speed t , the disturbance of the environment, vibration arms, etc.;
- to carry out the correction of angular amendments with a view to implement a test shot.

Методическое обеспечение программно-аппаратного комплекса функционального контроля системы наведения управляемой авиационной ракеты

Захаров И.В., Решетников Д.А.
МАИ, г. Москва

В изменяющихся условиях технической эксплуатации (ТЭ) современных ракет для поддержания их надежности и боеготовности на требуемом уровне проводится инструментальный контроль их технического состояния. Вместе с тем, при использовании существующего методического обеспечения штатных систем контроля (СК) состояние и качество функционирования датчиков СУР РВВ МД не наблюдаемы. О техническом состоянии датчиков СУР – датчиков линейного ускорения (ДЛУ) и датчиков углового ускорения (ДУУ) судят только по косвенным параметрам, не определяя их основных параметров (коэффициентов передачи др.). Это может значительно снизить методическую достоверность контроля СН РВВ МД.

Решение указанной проблемы возможно на основе использования метода функционального контроля (МФК) и его реализации на базе программно-аппаратного комплекса (ПАК ФК). Под функциональным контролем будем

понимать контроль, осуществляемый во время функционирования объекта, на который поступают рабочие воздействия. Размыкание прямых и обратных связей в контуре СН проверяемого объекта или подача некоторых тестовых воздействий, приводящих к неправильному функционированию, считаются недопустимыми.

Научно-методические основы функционального контроля определяются методами теории подобия, а также методом гармонического баланса теории автоматического управления. Для построения схемы функционального контроля системы наведения ракеты использован метод дублирования.

Метод дублирования получил широкое распространение во многих областях техники и, не смотря на некоторую критику, за сложность его реализации средствами вычислительной техники остается самым востребованным. Это обусловлено возможностью использования широкого спектра моделей ОФК, в зависимости от целей и вида объекта ФК, начиная от простейших конечных автоматов и логических моделей, и заканчивая значительно более точными и полными динамическими моделями.

Кроме того, размерность модели ОФК совпадает с размерностью реального объекта – СН УАР. Но при необходимости, размерность модели может быть уменьшена с помощью приемов упрощения (редуцирования).

Для анализа ОФК как динамической системы был использован метод операторных диаграмм, где вершины соответствуют входным и выходным сигналам ОФК, а ребра соответствуют операторам преобразующим входные сигналы в выходные. Если в объекте функционального контроля отсутствуют дефекты, то ребра диаграммы коммутативны. Если в ОФК присутствует дефект, то коммутативность ребер диаграммы нарушается. Для реализации модели СН УАР как ОФК использовано программное обеспечение компании National Instruments LabVIEW.

Methodical maintenance of hardware and software functional control guidance system of controlled aircraft missile

Zakharov I.V., Reshetnikov D.A.

MAI, Moscow

In the changing technical environment of advanced missiles the instrumental control of their technical condition to maintain their reliability and readiness of the required level is carried out. However, when using existing methodological support of full-time control systems (CS) of condition and quality of the functioning of Short-Range Air-to-Air Missile Control System (SRAAM CS) sensors are not observable. About the technical condition of the Missile Control System (MCS) sensors - linear acceleration sensors (LAS) and the angular acceleration sensor (AAS) they judge only by circumstantial parameters, without specifying their main parameters (transfer coefficients, etc.). This can significantly reduce the methodological accuracy of the control of SRAAM guidance system (GS).

The solution of this problem is possible by using the method of functional control (MFC) and its implementation on the basis of software and hardware functional complex (SHFC). To the functional control we mean control exercised during the operation of the facility, which receives operational impact. Opening the backward and forward linkages in the GS circuit of inspected object or feed some test actions,

leading to malfunction, are considered unacceptable. Scientifically-methodical bases of functional control are determined by the methods of the theory of similarity, as well as the method of harmonic balance theory of automatic control. To build a functional circuit of missile guidance control system the duplication method is used. This method is widely used in many fields of technology and, in spite of some criticism, for the complexity of its implementation of computer equipment it is still the most popular. This is due to the ability to use a wide range of functional control object (FCO) models, depending on the purpose and type of FCO, from the simplest of finite automata and logic models, and ending with a much more accurate and complete dynamic models.

In addition the dimension of the FCO model coincides with the dimension of real object – the guide system of controlled air missile (GS CAM). But if necessary, the dimension of the model can be reduced by simplifying techniques (reduction). To analyze the FCO as a dynamic system, operator diagram technique was used, where the vertices correspond to the input and outputs of the FCO, and the edges correspond to operators converting the input signals into output ones. If the FCO has no defects, the edges of the diagrams are commutative. If the FCO has a defect so the commutativity of rib diagram becomes broken. To implement the GS CAM model as the FCO National Instruments Integrated Information System LabVIEW software is used.

Преподавание основ электроники и робототехники при изучении ряда дисциплин профессионального цикла

Симонов В.Л., Юров Н.Н., Виноградов Д.А., Воденников А.В.,
Кошеварова Н.А.
МАИ, г. Москва

Правительством Российской Федерации в последнее время взят курс на интенсивное развитие инженерного образования, поэтому Министерством образования и науки РФ робототехника отнесена к приоритетным направлениям в обучении студентов и школьников. При этом качественное инженерное образование подразумевает знание современной электроники, электротехники, практического программирования, а также ряда других смежных дисциплин и областей.

Для студенческой среды характерно наличие определенных знаний в указанных областях (электроника, электротехника, программирование и пр.), тем не менее, проектирование современных систем подразумевает, наряду с теоретическими знаниями, обладание профессиональными и профессионально-прикладными компетенциями, такими как знание аппаратной части, способностью участвовать в создании компонент программного обеспечения, умение применять свои знания для проектирования, конструирования и документирования программных продуктов и аппаратной части и др.

Для получения углубленных практических знаний, необходимых будущим инженерам и специалистам, а также для укрепления знаний по ряду дисциплин профессионального цикла дополнительно изучается следующее: работа в интерфейсе среды программирования; основы конструирования программ; последовательное и параллельное выполнение команд; изменение режимов функционирования объекта, события; использование библиотек (имеющихся и

собственной разработки) и т.д. Осуществляется знакомство с современными электронными компонентами, используемыми при создании электронных схем автоматики и робототехники.

Таким образом, студенты получают знания по таким важным направлениям, как электроника, электротехника, практическое программирование и ряду других, смогут создавать устройства автоматизации и робототехники с элементами искусственного интеллекта.

Teaching the fundamentals of electronics and robotics in the study of number of professional disciplines

Simonov V.L., Yurov N.N., Vinogradov D.A., Vodennikov A. V.,
Koshevarova N.A.
MAI, Moscow

Russian Government has recently embarked on an intensive development of engineering education, so the Ministry of Education and Science identified robotics as priority areas in students teaching. It is obvious, that high-quality engineering education implies knowledge of modern electronics, electrical engineering, practical programming, as well as a number of other related disciplines and areas.

Students have certain knowledge in mentioned above areas. Nevertheless, the design of modern systems implies, along with theoretical knowledge, the possession of professional and vocational applications competencies such as knowledge of the hardware, the ability to participate in the creation of the software component, the ability to apply their knowledge for designing, constructing, and documenting software and hardware, and some others.

For in-depth practical knowledge it is necessary to study the following: work on the interface programming environment; software design basics; serial and parallel execution of commands; change object modes of operation, events; use of libraries (available and own development), etc. Studied are modern electronic components, used to create electronic circuits of automation and robotics.

Thus, students gain knowledge in such important areas as electronics, electrical engineering, practical programming and a number of other, so students can create Automation and Robotics with elements of artificial intelligence.

Новый рефлексорный шагающий тренажёр

Скворцова А.А.
МАИ, г. Москва

Цель работы – вызвать безусловный двигательный рефлекс из подпорки большого с нарушениями опорно-двигательного аппарата с помощью специального тренажёра, который напомнит человеку о природной траектории движения стопы.

В подпорке есть природная траектория стопы, потому что информация о движении стопы появилась очень рано, раньше, чем человек встал на две ноги. Техника шага мамонтов и динозавров ничем не отличается от техники шага человека. Это первичный безусловный рефлекс. Надо создать устройство, которое поможет большому человеку вспомнить эту природную траекторию с древней историей.

Аналог такого тренажёра создан для детей с ДЦП, существует, работает, но служит только для разогрева мышц и постепенной ликвидации их атрофии, нога пациента движется по дуге окружности. Ни один человек, ни одно животное так не ходит, не передвигается. Шагающие механизмы как нельзя лучше приспособлены для рефлекторного тренажёра. Знал ли П.Л. Чебышев полтора века назад, что его шагающими механизмами заинтересуются нейрофизиологи?

Основу шагающего тренажёра составляет лямбдаобразный рычажный механизм – четырёхзвенник П.Л. Чебышева. Решена техническая задача о смещении природной траектории движения стопы вниз от верхнего края коромысла. Для этого применён двойной параллелограмм П.Л. Чебышева. Устройство стало компактным и удобным. В тренажёре предусмотрены электроусилители движения, если пациенту не хватает ручной силы для правильного передвижения стопы. Тренажёр можно применять в стационарном и в подвижном варианте. Подвижный тренажёр более эффективен, потому что воздействует на лимбико-ретикулярный комплекс пациента, вызывая положительные эмоции во время тренировок. Пациент с нарушениями движений ног может свободно перемещаться на шагающем тренажёре в окружении здоровых людей.

Шагающий тренажёр актуален для космонавтов после возвращения на Землю при длительном нахождении в состоянии невесомости. Тренажёр важен для лётчиков при восстановлении опорно-двигательного аппарата после травм. Предполагается, что рефлекторный шагающий тренажёр значительно ускорит реабилитацию пациента за счёт считывания правильной информации из подкорки головного мозга. Макет шагающего тренажёра создан, испытан. Началось изготовление полномасштабного устройства. Планируются медицинские исследования.

Механическая часть тренажёра показана в видеоролике:
<https://youtu.be/ehMjOSe83tg>

New reflex walking simulator

Skvortsova A.A.

MAI, Moscow

Purpose - to cause an absolute motor reflex of subcortical patients with disorders of the musculoskeletal system using a special simulator, which will remind the person of the natural movement of the foot path.

In the subcortex is a natural trajectory of the foot, because the information about the movement of the foot appeared very early, before the man stood up on two legs. Technique step mammoths and dinosaurs is no different from the technology of human step. This is the primary unconditioned reflex. It is necessary to create a device that will help a sick person to recall the natural path of ancient history.

An analogue of the simulator is designed for children with cerebral palsy, there to work, but only serves to warm up the muscles and the gradual elimination of atrophy, the patient's leg moves in a circular arc. No man, no animal so do not go, do not move. Walking mechanisms could not be better suited for reflex simulator. Did the Chebyshev half a century ago, that his walking mechanisms neuroscientists interested in?

The basis of the walking simulator is Chebyshev linkage. We solve the technical problem of removing the natural trajectory of the foot down from the top edge of the beam. To do this, double-parallelogram of Chebyshev applied. The device was compact and comfortable. The simulator provides electrobooster movement, if the patient does not have enough force manual for the proper movement of the foot. The simulator can be used in stationary or mobile version. The mobile simulator is more effective because it acts on the limbic-reticular complex patient, causing positive emotions during workouts. Patients with impaired leg movements can be freely moved by the step simulator surrounded by healthy people.

Walking trainer important for astronauts after returning to Earth with a long stay in a state of weightlessness. The simulator is important for pilots during the restoration of the musculoskeletal system after injury. It is assumed that the stepping reflex simulator significantly accelerate patient rehabilitation due to read the correct information from the brain subcortex. Model walking simulator created, tested. It began full-scale production of the device. Planned medical research. The mechanical part of the simulator is shown in the video: <https://youtu.be/ehMjOSE83tg>

Синтез законов управления, расширяющих тактико-технические характеристики крылатой противорадиолокационной ракеты класса «воздух-поверхность»

Третьяков А.В.

ГосМКБ «Радуга» им. А.Я. Березняка, г. Дубна

Темой настоящей работы является разработка законов управления и расчет траекторий полета крылатой противорадиолокационной ракеты (ПРР) класса «воздух-поверхность», обеспечивающих ее применение во всем диапазоне высот полета перспективного самолета-носителя (СН), в широком диапазоне чисел M , по всей номенклатуре существующих иностранных и отечественных наземных и корабельных РЛС-целей.

Получение возможности применения ПРР по широкой номенклатуре существующих РЛС-целей потребовало усовершенствования конструкции планера, в частности повышения радио-прозрачности головного обтекателя. Разработана методика расчета и контроля теплопрочностных параметров в процессе моделирования движения ПРР в пространстве. Это позволило сформировать семейство адаптивных траекторий: с одной стороны выводящих тактико-технические характеристики ПРР на требуемый уровень, с другой – гибко выполняющих теплопрочностные ограничения, для этого широко используются возможности современной цифровой бортовой системы управления (СУ).

Способ формирования траекторий ПРР основан на принципе оценки текущего состояния ПРР и использования этой информации для формирования такого профиля траектории, при котором максимально используются ее энергетические и аэродинамические возможности.

В целях увеличения дальности в алгоритмах управления применен алгоритм прогнозирования эффективности рулей, путем расчета градиента изменения текущего значения сигнала, пропорционального коэффициенту эффективности рулей в канале крена.

Для предотвращения стабилизационных колебаний, вызванных статической неустойчивостью ПРР, в алгоритмах управления исключены точки разрыва 1-го рода, путем использования метода сглаживания переходов при переключениях коэффициентов усиления.

Исследована динамика отделения от внутрифюзеляжного катапультного устройства (ВКУ) и выхода ПРР из грузового отсека СН, в условиях воздействия аэродинамических возмущений. Основной задачей ставилось обеспечение безопасности СН. Разработана методика исследования процесса отделения ПРР из отсека СН.

Синтез законов управления проведен методами математического моделирования, отработка СУ проведена на стендах полунатурного моделирования. Разработанная система прошла успешную апробацию в ходе проведенных летных испытаний.

Managing rules with wide range technical characteristics generation of anti-radar missile class “air-ground”

Tretyakov A. V.

GosMKB “Raduga”, Dubna

We considered the problems of the missile automatic managing system generation.

We constructed several variants of flaying trajectory. Missile effectively tasks demands us to realize several variants of fling trajectories to take into account aerodynamic conditions, stability, parts and units functionality. We were extra using modern digital abilities of automatic managing system.

In the second stage of work we were stabilized aerodynamic unsteady missile configuration by using program stabilization methods.

Special way of trajectory constructing based on present attitude and inertial speed getting analyze, and to explore this parameters for constructing trajectory in present. It was given to use energetic and aerodynamic missile abilities more effectively.

We researched missile start from inner start-up-unit (ISU) of prospects aircraft to influence of aircraft aerodynamic. The main goal of this task in that stage was aircraft safety guarantee. We provided methodology that includes algorithms, rules and approaches to determine the basic design parameters of a promising ISU. Also we can obtain the start conductions to an existing devise.

Automatic managing system of missile class “air-ground” was research by mathematical modeling. Real missile blocks were testing by hardware-in-the-loop simulation methods.

The main goal of this work was flying testing execute successful.

Разработка электромеханического привода интерцептора самолета МС-21

Трофимов А.А., Смагин Д.И.

МАИ, г. Москва

Целью работы является выбор конструктивной схемы, определение компоновки и расчёт основных параметров электромеханического привода интерцептора самолета МС-21.

Тенденции развития авиастроения ведут к увеличению степени электрификации самолета. В рамках концепции «более электрического самолета» для управления рядом аэродинамических поверхностей, таких как интерцепторы, актуальна замена электрогидравлических приводов на электромеханические.

Исходя из анализа конструкции электрогидравлического привода интерцептора самолета МС-21 целесообразно рассматривать конструкцию электромеханического привода с поступательным характером движения выходного звена двух вариантов компоновки:

- с соосным (коаксиальным) расположением электродвигателя и передачи «винт-гайка»;
- с параллельным расположением электродвигателя и передачи «винт-гайка», связанных промежуточной механической передачей.

Габариты отсека МС-21, в котором размещается привод интерцептора, не позволяют установить привод с соосным расположением электродвигателя и механической передачи, т.к. привод в этом случае имеет большой наружный диаметр, поэтому в работе рассмотрена конструкция с параллельным расположением электродвигателя и передачи «винт-гайка».

Кинематическая схема исполнительного механизма привода включает в себя выходную ступень редуктора, реализованную роликвинтовой передачей, и промежуточную цилиндрическую передачу, используемую для согласования моментно-скоростных параметров ротора электродвигателя и гайки роликвинтовой передачи, а также для возможности параллельного расположения электродвигателя и роликвинтовой передачи.

Роликвинтовые передачи обладают такими преимуществами как высокий КПД и точность позиционирования, и при равных габаритах превосходят другие типы передач по грузоподъемности и осевой жесткости.

Разработанный в данной работе привод соответствует техническим требованиям к приводу интерцептора самолета МС-21. Статические и динамические характеристики разработанного привода подтверждены математическим моделированием в среде Simulink. Возможность компоновки привода в зоне интерцептора самолета МС-21 без изменений конструкции крыла подтверждена моделированием в САПР NX.

Development of electromechanical spoiler actuator of the aircraft MS-21

Trofimov A.A., Smagin D.I.
MAI, Moscow

The aim of this work is the choice of construction arrangement, layout definition and calculation of the main parameters of an electromechanical drive spoiler aircraft MS-21.

Tendencies of development of the aircraft industry lead to an increase in the degree of electrification of aircraft. Within the concept of "more electric aircraft" to control a number of aerodynamic surfaces, such as spoilers, urgent replacement of electrohydraulic actuators to electromechanical.

Based on the analysis of EHA spoiler aircraft structure of MS-21 it is advisable to consider the design of electro-mechanical actuator with the linear motion of the two layout options:

- with a coaxial position of the electromotor and transmission "screw-nut";
- with a parallel arrangement of electromotor and transmission "screw-nut" joined of intermediate mechanical transmission.

Bay size of the MS-21, in which the spoiler actuator is located, do not allow to install a actuator with a coaxial arrangement of the electromotor and power transmission, as in this case the actuator has a large outer diameter, so the design is considered a parallel arrangement of electromotor and transmission "screw-nut".

Kinematic diagram of actuator mechanism includes an output link of reducer, realized like roller screw, and an intermediate cylindrical gear used for matching moment-speed parameters of the electromotor rotor and the nut of the roller screw, as well as the possibility of a parallel arrangement of the electromotor and of the roller screw.

The roller screw possess such advantages as high efficiency and accuracy of the positioning, and similar sizes are superior to other types of programs for capacity and axial stiffness.

The actuator which designed in this work meets the technical requirements of the spoiler actuator of the aircraft MS-21. Static and dynamic characteristics of the developed actuator confirmed by mathematical modeling in the Simulink environment. The ability of placement in the bay for spoiler actuator of the aircraft MS 21 without redesign of the wing confirmed by simulation in the NX CAD.

Технический облик программно-аппаратного комплекса функционального контроля системы наведения управляемой авиационной ракеты

Захаров И.В., Трубников А.А.
МАИ, г. Москва

Программно-аппаратный комплекс функционального контроля (ПАК ФК) предназначен для обеспечения всех фаз процедуры функционального контроля системы наведения (СН) управляемой авиационной ракеты путем приведения подсистем ракеты в рабочее состояние, формирования пусковых команд, подачи на ракету первичного стимулирующего воздействия, синхронного съема информации с контрольных точек СН ракеты и ее дальнейшей обработки по алгоритмам ФК.

Для выполнения указанных операций аппаратная часть ПАК ФК включает в свой состав: информационно-измерительную систему (ИИС), систему энергоснабжения (СЭС), стенд гармонических колебаний (СГК), излучатель в инфракрасном (ИК) диапазоне длин волн. Для проведения функционального контроля СН ракеты СЭС и ИК-излучатель могут быть использованы из состава штатной системы контроля.

Стенд гармонических колебаний является основной механической задающей частью ПАК ФК, он реализует гармонические затухающие колебания корпуса ракеты. Стенд оснащен электромеханическим арретиром, срабатывающим по команде $K_p(t_0)$ от информационно-измерительной системы (ИИС). В

конструкции стенда реализован датчик угла, выдающий в ИИС сигнал $\alpha(t)$ углового отклонения подвижной системы СГК.

ИИС ПАК ФК предназначена для многоканального съема информации в реальном времени с контрольных точек СН ракеты и датчика угла СГК $\alpha(t)$, а также ее обработки по алгоритмам ФК. Для этого в состав ИИС входят 2 идентичных набора АЦП для 2-х каналов СН ракеты, электронный ключ для выдачи команды разарретирования $K_p(t_0)$ на СГК и вычислительное устройство.

Вычислительное устройство ИИС реализовано на специализированной платформе PXI компании National Instrument (NI). В рамках синтеза аппаратурной части ПАК ФК, его ИИС выполнена на базе 3-х отдельных вычислительных устройств.

1. При реализации ИИС для ФК ГСН использовано вычислительное устройство на основе контроллера PXIe-8135, установленного в шасси PXIe-1065, 18-Slot 3U PXIe/PXI Chassis.

2. При реализации ИИС для ФК контура СУР так же использовано вычислительное устройство на основе контроллера PXIe-8135, установленного в шасси PXIe-1065, 18-Slot 3U PXIe/PXI Chassis.

3. При реализации ИИС для ФК контура РП ракеты использовано вычислительное устройство на основе контроллера PXIe-8135, установленного в шасси PXIe-1062Q.

Для синхронизации процессов измерения и обработки информации при проведении ФК элементов СН – ГСН, СУР, РП в составе ИИС ПАК ФК использован модуль синхронизации NI PXIe-6672.

Technical appearance of hardware and software functional guidance system controlled aircraft missiles

Zakharov I.V., Trubnikov A.A.

MAI, Moscow

Software-hardware functional control complex (SHFCC) is designed to provide all phases of guidance system (GS) functional control procedures controlled aircraft missiles by activating the missile subsystems in working condition, the formation of start-up commands, supplying a rocket primary with stimulus, simultaneous removal of information from the GS control points of the missile and its further processing according to functional complex (FC) algorithms.

To perform these operations instrumental part of SHFCC includes in its membership: information-measuring system (IMS), a power supply system (PSS), harmonic oscillations bench (HOB), a radiator in the infrared (IR) wavelength range. For performance of the functional control of the missile guidance system PSS and IR emitter can be used from the standard control system.

The harmonic oscillation bench is the basic mechanical defining part of SHFCC, it realizes harmonic damped oscillations of the rocket body. The bench is equipped with an electromechanical detent, which sounds on command $K_p(t_0)$ of the information-measuring system (IMS). The bench design is implemented with angle sensor issuing signal $\alpha(t)$ of the angular deviation of the mobile HOB system

SHFCC IMS is designed for multi-channel output of information in real-time control points of missile GS and HOB angle $\alpha(t)$ sensor, as well as its processing

according to functional complex (FC) algorithms. For this reason the IIS comprises two sets of identical ADCs (analog-to-digital converters) for 2 channels of missile GS, electronic key for instructing $K_p(t_0)$ command to disable aritir on a computing device and HOB.

The computing device is implemented in the IMS PXI National Instrument company specialized platform (NI). Within the framework of the synthesis of instrumental part of SHFCC, its IIS carried out on the basis of 3 separate computing devices.

1. When implementing the IIS for SHFCC a special computing device is used based on the PXIe-8135 controller installed in the chassis PXIe-1065 18-Slot 3U PXIe / PXI Chassis.

2. When implementing the IIS for FC loop of MCS PXIe-8135 controller is used as computing device by installed in the chassis PXIe-1065 18-Slot 3U PXIe / PXI Chassis.

3. When implementing the IIS for FC of RPS (rocket power steering) circuit computing device based on the PXIe-8135 controller installed in the PXIe-1062Q chassis is used.

To synchronize the measurement and processing of the information during the FC of GS elements - GS, MCS, RPS, as a parts of IIS of SHFCC - Republic of Poland NI PXIe-6672 synchronize part is used.

Формирование рационального облика управляемого авиационного контейнера (УАК)

Черницкий Р.О.

МАИ, г. Москва

Одной из задач фронтовой авиации является поражение площадных целей. Ранее эта задача решалась с помощью применения неуправляемых авиационных бомб, разовых бомбовых кассет (РБК) и контейнеров малогабаритных грузов (КМГУ). Сегодня, с развитием систем ПВО, эффективность данных авиационных средств поражения (АСП) значительно снизилась, поскольку зона их применения находится в зоне действия ПВО противника, что с высокой вероятностью приводит к потере носителя.

За рубежом для решения данной задачи с успехом применяют управляемые авиационные контейнеры (JSOW, KEPD). Их максимальная дальность варьируется от 60 км (без двигательной установки) до 500 км (с двигательной установкой). На сегодняшний день существует необходимость в создании подобного АСП для ВКС РФ.

Предлагается создать АСП для применения с авиационных боевых комплексов фронтовой и стратегической авиации, способное преодолеть расстояние, превышающее зону действия ПВО противника, а так же предусмотреть возможность оснащения его различными типами суббоеприпасов для обеспечения возможности поражения широкой номенклатуры целей.

Для обеспечения унификации при создании УАК предлагается использовать готовые подсистемы, используемые на других АСП.

Функционирование УАК можно условно разделить на два этапа:

- отделение и полет в заранее заданную точку местности (в точку раскрытия контейнера);

- раскрытие контейнера и накрытие цели боевыми элементами.

Для определения облика УАК формируется множество вариантов построения подсистем и вариантов изделия в целом. Производится анализ полигонных нарядов УАК для поражения различных вариантов возможных целей. Результаты данного анализа используются для обоснования рациональных массы и типов боевого снаряжения. Оценивая полигонную эффективность, так же определяется необходимая точность доставки контейнера к месту раскрытия и зависимость от нее полигонного наряда УАК. Требования по необходимой точности могут стать основой для определения состава системы управления.

Результатом данной работы является приблизительная оценка возможного облика УАК с возможностью дальнейшего создания методического аппарата, необходимого для формирования рационального облика управляемого авиационного контейнера.

The creation of a rational design of guided aviation containers

Chernitsky R.O.

MAI, Moscow

One of the most important tasks for a tactical aviation is to hit area targets. Previously unguided bombs, cluster bombs and munitions dispensers were used to solve this problem. Today development of air defense systems leads to decrease of efficiency of these weapons, because their launch zone is on the air defense zone that in its turn leads to increase of probability of hitting carriers.

Abroad guided aviation containers (JSOW, KEPD) have been successfully used to hit such targets. Their range varies from 60 km (without an engine) to 500 km (with an engine). Nowadays the Russian air force needs for designing such weapon.

In the research it is proposed to design a weapon which can be used on tactical and strategic aircrafts and it should have range more than range of air defense systems. Warhead of the weapon should have different variants of submunitions which can strike different types of targets.

It is also necessary to use joint uniform components which are used in other missiles.

The guided aviation container has two stages of operation:

- launch and flight to a target;
- opening of container and covering targets by submunitions.

To design the guided aviation container it is creates a set of subsystems and variants of an item. We analyze a field quantity of containers which can hit different types of targets. The results of this analysis are used to substantiate rational weight and type of warhead. Also we define required accuracy of a guidance system.

The result of this research is approximate estimation of a shape and characteristics of the guided aviation container which further can become a basis for a methodic of designing guided aviation containers.

Разработка функционально-программного прототипа индивидуально-адаптированной системы поддержки летчика на этапе посадки с использованием нейросетевой модели

Якименко В.А., Ким Р.В.

МАИ, г. Москва

Анализ статистики авиационных происшествий показывает, что ошибки пилотирования являются одной из основных причин возникновения нештатных ситуаций. Это может быть обусловлено тем фактом, что развитие и совершенствование летательных аппаратов, расширение спектра решаемых целевых задач, приводит к увеличению информационной и психофизиологической нагрузки на пилота. Одним из возможных способов преодоления этой проблемы является внедрение в состав бортового оборудования систем, основной функцией которых является анализ текущей полетной ситуации и изменение информационного поля пилота [1], с целью повышению эффективности выполнения целевых задач.

Ядром описываемого функционально-программного прототипа индивидуально-адаптированной системы поддержки летчика на этапе посадки является индивидуально-адаптированная нейросетевая модель управляющих действий пилота $\mu(Z, l)$, которая для каждого момента выполнения посадочного режима, характеризуется дальностью l от среза ВПП, и соответствующего этому моменту состояния Z системы «самолет-летчик», позволяет определить прогнозируемую точность приведения самолета на срез ВПП выраженную скалярной величиной μ . Все множество возможных значений скалярной величины μ разделено на конечное число диапазонов, соответствующих эталонным классам. Основным элементом индивидуально-адаптированной модели управляющих действий пилота $\mu(Z, l)$ является нейросетевой классификатор типа многослойный перцептрон, позволяющий производить прогноз попадания в эталонный класс на срезе ВПП. Если прогнозируется нештатное выполнение посадочного режима, для пилота формируется информационный сигнал, направленный на исключение аварийного завершения посадочного режима.

Предложенный подход был апробирован на программно-аппаратном симуляторе самолета МИГ-АТ. Пилотом были выполнены несколько серий посадочных режимов с использованием индивидуально-адаптированной системы поддержки летчика и без нее. Результаты анализа данных накопленных при выполнении этих полетов показали существенное повышение точности приведения ЛА на срез ВПП при использовании предложенной системы поддержки пилота.

Список литературы

1. Евдокименков В.Н., Ким Р.В., Якименко В.А. Согласование технического и биологического сегментов эргатической системы «самолет-летчик» с использованием нейросетевого подхода // Труды МАИ 2016 № 89 г. Москва

The development of functional and software individual support system of pilot's activity prototype based on artificial neural networks

Yakimenko V.A., Kim R.V.

MAI, Moscow

Statistical analysis of accidents shows that pilot's error is one of the main reason of abnormal situations appearance. The main reasons of this fact are the development and improvement of aircraft, expansion the range of solved tasks, increasing of

information and psychophysiological pilot workload. One of the perspective way of overcoming this problem is the pilot's support systems development and its ensuing implementation in the set of onboard equipment. The main function of pilot's support system is the current flight situation analysis and the modification of the pilot's information area [1], with a view to improve the effectiveness of the solving tasks.

The core of the described individual pilot's support system functional and software prototype used during the landing phase is an individual pilot's control actions neural network model $\mu(Z, l)$, which for each exact moment of the landing characterized by a distance of l to the runway and «aircraft-pilot» system state vector Z determines the predicted landing accuracy μ . Whole set of possible scalar values μ is divided into a finite number of ranges that are corresponded to reference classes. The core of the considered individual pilot's actions model $\mu(Z, l)$ is multilayer perception neural network that provides an opportunity of predicting the bringing aircraft to the master class on a section of the runway. If the predicted level of correct bringing is less than the given value pilot's support system generates a signal to exclude the crash landing mode.

The proposed approach has been tested using MiG-AT flight simulator. Pilot has performed several set of landings both with pilot's actions individual support system and without it. The results of the analysis of data recorded during the performance of these flights show using of the described pilot's support system provides significant increasing of the landing accuracy.

References

1. Evdokimenkov V.N., Kim R.V., Yakimenko V.A. Technical and biological parts of ergatic system "pilot-aircraft" accommodation using artificial neural network approach // Trudy MAI No 89, Moscow, 2016

8. Математические методы в аэрокосмической науке и технике

8. Mathematical Methods in Aerospace Science and Technology

Finite-time coordination control for formation flying spacecraft

Aijun Li, Changqing Wang, Yong Guo
Northwestern Polytechnical University, China

Spacecraft formation flying (SFF) is expected to be an applicable technology for many space missions. It has the advantages of low launch cost, high flexibility, and high success probability by distributing payloads on a set of micro-spacecrafts. Deep space imaging and exploration, monitoring of the Earth and its surrounding atmosphere, geodesy, and in-orbit servicing are space missions that possibly use the technology of SFF. The control of SFF has received a lot of research interests during the last decade, and there have been a number of research works addressing the problem of SFF.

In some applications, such as interferometer, it is important for formation members to keep attitude consistency with one another and maintain an accurate geometric formation configuration while performing absolute attitude tracking and formation maneuvers. To deal with this issue, highly accurate six Degree-of-Freedom (6-DOF) coordinated control which involves both attitude and translational control is needed, and has been studied actively in recent years. In coordinated control, finite-time control implies faster formation rearrangement capability, which leads to an enhanced application efficiency of SFF. However, there are no distributed 6-DOF coordinated controllers available for formation spacecrafts that can be stable in finite-time. In this paper, we give a new robust coordination control that makes the closed-loop system stable in finite-time.

In the paper, a 6-DOF model with coupled attitude and translational dynamics is established in Euler-Lagrange form. The weighted undirected graphs are used to describe the information exchange among spacecraft in a formation. There are two state errors for a group of spacecraft, the station keeping error and the formation keeping error. The station keeping error denotes the error of an individual spacecraft relative to the assumed reference spacecraft in the formation, while, the formation keeping error denotes the error of an individual spacecraft relative to another spacecraft. The terminal sliding mode manifold is constructed based on the lumped error that includes station keeping error and formation keeping error. Further, a distributed coordination control scheme for formation flying spacecrafts is proposed based on terminal sliding mode control for a group of spacecrafts in the presence of external disturbances. The proposed controller is continuous, and therefore, it is chattering free. In addition, the finite-time stability in both the reaching phase and the sliding phase can be guaranteed by the Lyapunov theorem.

To validate the effectiveness of the proposed controller, numerical simulations are given in this paper. The controller is validated in the following scenario. Three spacecraft form an equilateral triangle formation to fly around the reference

spacecraft. Simulations have shown that the proposed controller can not only achieve the goals of formation maneuvers and absolute attitude tracking, but also keep attitudes of formation members consistent and maintain some special formation configuration during transition.

A method of movement at a speed greater than the speed of light

Markova V.

BAS, Sofia, Bulgaria

In 1994, in his article “The Warp Drive: Hiper Fast Travel Within General Relativity”, the famous Mexican physicist Miguel Alkubier suggests a method for movement at a speed greater than the speed of light (c), by causing deformation of space within the General Theory of Relativity (GTR).

In this report suggests a new method of reaching a speed greater than the speed of light. The theory is described in detail in previous monographs and articles. The theory is based on the extension of the axiomatic basis of the classical Theory of Field. The classical axiom of movement in a closed (rotor) loop is replaced by the axiom of movement in an open (vortex) loop or open vortex. The open vortices appear to be transverse (in a plane) and longitudinal (in volume). Each of them is an accelerating or a decelerating one.

The decelerating longitudinal vortices are transformed into transverse ones and the decelerating transverse vortices are transformed into longitudinal, so they participate in something like a circle. While moving, the longitudinal accelerating vortices suck transverse vortices from the surrounding area; the decelerating longitudinal vortices emit transverse vortices in the surrounding area. In longitudinal vortices the internal road (on spiral) is proportional to the amplitude of the spiral and inversely proportional to the speed (on spiral). This means that the outermost spiral has a maximum way and minimum speed, while the inner spiral has the small road and a maximum speed. That so longitudinal vortices tend to be packed in a tube with a constant external length (on height of tube) or a constant external way.

In this report is offered the generating of a tube containing nested into each other longitudinal accelerating vortices. The slowest one, at a speed (c), is naturally rolled around the periphery, while the fastest moving at a speed greater than (c) – is situated in the center. The longitudinal accelerating vortices further accelerate one another, by suction transverse vortices outside-inside. This accelerating suction in direction to the center is perceived as gravity. The accelerating suction strongly deforms the space of the pipe. The space of the pipe turns into a space of highly non-linear funnel.

The GTR claims that gravity is the result of deformation of space. The report shows the opposite, that the deformed area is the result of gravity, not a reason for it. In addition, the report offers a workable method for achievement a speed higher than light.

Numerical analysis and experimental verification on the size effect of solid propellant microthruster

Li Shi-peng, Liu Zhu

Beijing Institute of Technology, China

The solid propellant microthruster presents many advantages over other microthrusters such as less system complexity, easy to controlling, no moving parts, and no propellant leakage possibility. It is a relatively new class of micropropulsion system for the future microspacecraft, such as micro/nano/pico-satellite. It also can be used in the divert and attitude control system (DACS) for a high speed flight vehicle. In spite of its tiny size, it is still a solid propellant rocket motor in general.

To obtain the influence rule of size in miniaturization of such solid propellant microthruster, a 5mm chamber diameter scale microthruster has been used to illustrate how the micrometer/millimeter scale affects its performance for with CFD computations. The simulation on a same sized sandwich typed model was also performed as controls. The simulation methods combined the governing equations in the flowfield and solid heat convection methods was used to analysis the efficiency of the thrusters. The internal flow of chamber and nozzles is computed by solving the fluid governing equations with finite volume method. The heat convection parameters at the chamber case and nozzle section are used as the inflow boundary conditions for the simulations. The CFD results showed that the small scale of computational model caused the Knudsen number to be an important factor to be considered. The result shows that the obvious influence of the microthruster dimensions on heat transfer and boundary layer effect, which reduces the effective exit diameter and the thrust. The fire test of the different sized stand alone prototype have been conducted and the result were presented in the paper to validate the numerical simulation conclusion.

Based on the theoretical analysis on the performance in size effective of the microthruster. A prototype model was manufactured and the experimental investigation on their internal ballistic performance has been performed, the results indicated that the designed conceptive microthrusters were of good feasibility but has a great lost in the total impulse due to the heat transfer of the case.

The results of the simulation and experiments showed that the dimension of the microthruster discussed in this paper intervenes between the thrusters used in MEMS and conventional solid propellant rocket motors. The flow in some part of the nozzle appears obvious break on temperature and velocity, which will influence the calculation precision of thrust, total impulse etc. The size of the microthruster mainly affects the flow fields, heat transfer process between gas and nozzle cases, thus causes great loses of the motor's efficiency.

Многомасштабные модели и методы разработки информационной системы для исследования структурных свойств композиционных материалов

Абгарян К.К.

ФИЦ ИУ РАН, МАИ, г. Москва

Целью данной работы являлась разработка технологии построения многомасштабных математических моделей и методов создания информационной системы для прогнозирования структурных свойств новых композиционных материалов.

Первым этапом разработки являлось создание формализованного описания технологии построения математических моделей, базирующейся на применении многомасштабного подхода. При таком подходе для изучения структурных свойств композиционных материалов используется широкий спектр

математических моделей, начиная с квантово-механических, основанных на теории функционала электронной плотности. С помощью данных моделей структура материала рассчитывается на атомно-кристаллическом уровне. Далее осуществляется переход на следующие масштабные уровни к молекулярно-динамическим, дискретно-элементным, сплошносредным моделям. При этом результаты моделирования композиционного материала на более мелком масштабном уровне используются как предварительный шаг обработки данных для крупномасштабных (макроскопических) моделей. Технология построения многомасштабных моделей в данной работе описана в терминах теории множеств. Построение связей между масштабными уровнями осуществлялось посредством выделения глобальных параметров моделей, задействованных в процессе создания многомасштабной модели и передающихся с масштаба на масштаб.

Вторым этапом являлась разработка архитектуры информационной системы для исследования структурных свойств композиционных материалов, использующихся в авиационной технике. Информационная система строится по модульному принципу. При таком подходе, используются расчетные модули, соответствующие разным масштабным моделям, и задействуется база данных по структурным свойствам композиционных материалов. Для программной реализации данного подхода применялось модульно-ориентированное программирование, с использованием параллельных вычислительных алгоритмов. Разработанный подход может применяться для создания сложных программных систем, организация которых атомистична, укладывается в описанный выше модульный принцип построения системы и в которых может быть использована детерминированность вычислительных алгоритмов.

1. Абгарян К.К. Применение оптимизационных методов для моделирования многослойных полупроводниковых наносистем// Труды Института системного анализа Российской академии наук. Динамика неоднородных систем. 2010 г. Т.53(3). С.6-9.

Multiscale models and methods for developing an information system for the study of structural properties of composite materials

Abgaryan K.K.

Dorodnicyn Computing Centre, FRC CSC RAS, MAI, Moscow

The aim of this work was to develop a technology for building multi-scale mathematical models and methods to create information system to predict the structural properties of new composite materials.

The first stage of the development was to create a formalized description of the technology of construction of mathematical models based on the use of multi-scale approach. This approach to the study of structural properties of composite materials uses a wide range of mathematical models, starting from quantum-mechanical based on density functional theory. With these models the material structure is calculated on atomic-level crystal. Next, comes a transition to the following scale levels for molecular dynamic, discrete-element, continuous models. At the same time the results of the simulation of composite material on a smaller scale level are used as a pre-processing step for large scale (macroscopic) models. The technology of construction of multi-scale models in this study is described in terms of set theory. Building

connections between large-scale level is carried out through the allocation of global model parameters involved in the process of creating multiscale models and transmitted to the scale on the scale.

The second step was the development of the information system architecture for the study of structural properties of composite materials used in aeronautical engineering. The information system is based on a modular principle. With this approach, we were using database of structural properties of composite materials and computational modules corresponding to multiscale models. For a software implementation of the approach we used module-oriented programming with parallel computing algorithms. The developed approach can be used to create complex software systems which organization is atomistic, fit into the above-described modular design of the system and in which deterministic computational algorithms can be used.

1. K.K. Abgaryan. Application of optimization methods for modeling multilayer semiconductor nanosystems // Proceedings of the Institute of Systems Analysis, Russian Academy of Sciences. Dynamics of inhomogeneous systems. G. T.53 2010 (3). C.6-9.

О динамике одной рекуррентной нейронной сети осцилляторов Ван дер Поля

Аванесова А.С., Емельянов А.В., Байков А.Е.
МАИ, г. Москва

Осцилляторы Ван дер Поля со слабой нелинейностью соединены в нейронную сеть, допускающую обратные связи. Коэффициенты (веса) линейных по фазовым переменным связей зависят от отрицательной полутраектории активного осциллятора. В электрических схемах связь с памятью может быть реализована мемристором – пассивным элементом, способным менять своё сопротивление в зависимости от заряда. Динамические рекуррентные нейронные сети могут быть интегрированы в системы управления ЛА или для решения задач преследования–убегания.

Концепция мемристора предложена Леоном Чуа в 1971 г., и недавно были разработаны первые лабораторные образцы. Благодаря явлению гистерезиса мемристоры можно использовать как ячейки памяти. Отметим, что введением системы мемристоров можно описать ряд феноменов в известной модели Ходжкина–Хаксли распространения электрического потенциала в биологическом нейроне. В машинном обучении связи с памятью можно использовать для самообучения сети или для борьбы с переобучением (регуляризации сети).

В работе рассмотрена простая динамическая нейронная сеть с одним входным и одним выходным нейронами-рецепторами, единственным скрытым слоем из осцилляторных нейронов, контекстным нейроном-рецептором, принимающим выходной сигнал, единственной обратной связью (аналог архитектуры Джордана–Элмана в классических нейронных сетях). Рассмотрены два случая – с запаздыванием сигнала на контекстных рецепторах и без запаздывания. Параметры системы дифференциально-разностных уравнений, описывающей динамику сети, соответствовали начальным весам связей. Исследована динамика сети для разных начальных весов и выходных сигналов, обнаружены регулярные и хаотические режимы работы сети.

Поставлена следующая задача: построить нейросетевой прогноз входного сигнала через заданный промежуток времени (прогноз отображается на выходном нейроне). После обучения с учителем на известных входных сигналах с отключенной памятью сформированы параметры. Затем на тестовых сигналах самообучение в сети происходит в реальном времени. Доказан ряд асимптотических свойств прогноза.

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда (проект № 14-21-00068) в Московском авиационном институте (национальном исследовательском университете).

On the dynamics of a oscillatory recurrent neural network

Avanesova A.S., Emelyanov A.V., Baikov A.E.
MAI, Moscow

Van der Pol oscillators with weak nonlinearity are connected in neural network with possible feedbacks. Coefficients (of weights) of linear connections depend on negative semi-orbit of active oscillator. In electrical circuits connection with memory can be realized with memristor which is passive component, capable of changing its resistance depending on charge. Dynamical recurrent neural network can be integrated into control system of flying vehicle or in order to solve pursuit-evasion problems.

Memristor concept was proposed by Leon Chua in 1971, and the first laboratory samples have recently been developed. Due to the hysteresis phenomenon memristors can be used as memory cells. Memristors system can be described some phenomena in well-known Hodgkin-Huxley model that describes how action potentials in biological neurons are initiated and propagated. In machine learning connections with memory can be used for self-learning and for deal with overfitting (neural network regularization).

The simple dynamical neural network is considered: one input and one output receptor neurons, single hidden layer of oscillatory neurons, context receptor neuron that receives the output signal from only one feedback (analogue of Jordan-Elman architecture in classical neural networks). Two cases are considered – a signal delay in the context receptors and without it. Parameters of the system of differential-difference equations describing the dynamics of the network correspond to the initial weights of connections. Dynamics of network for different initial weights and outputs is investigated, also regular and chaotic behaviors of the network were found.

The next problem is set: to construct a neural networks forecast of the input signal after a specified time-period (the forecast is displayed on the output neuron). After supervised learning on the known input signals with disabled memory parameters are formed. Then on the test signals self-studying in real time occurs. A number of asymptotic properties of the forecast are proved.

The work is carried out at the cost of the grant of the Russian Scientific Foundation (project № 14-21-00068) at the Moscow Aviation Institute (National Research University).

Об устойчивости положения равновесия в фотогравитационной задаче

Ситникова

Авдошкин А.Н., Бардин Б.С.

МАИ, г. Москва

Рассматривается фотогравитационная задача Ситникова – частный случай ограниченной фотогравитационной задачи трех тел. Исследуется вопрос об устойчивости по Ляпунову тривиального положения равновесия, когда тело малой массы расположено в барицентре системы из двух гравитирующих и излучающих тел с равными массами. Параметрами задачи являются: эксцентриситет орбиты и коэффициент редукции массы.

На основе анализа корней характеристического уравнения системы в вариациях в плоскости параметров задачи построены области неустойчивости. Расчеты показали, что данные области являются очень узкими, поэтому для их численного определения потребовалось разработать специальный алгоритм, позволяющий находить границы указанных областей с высокой точностью. Данный алгоритм был реализован в виде универсального программного модуля и может быть использован для решения других задач об устойчивости стационарных движений.

Исследование выполнено в Московском авиационном институте (национальном исследовательском университете) за счет гранта Российского научного фонда (проект №14-21-00068).

The stability of the equilibrium position in the Sitnikov problem photogravitational

Avdyushkin A.N., Bardin B.S.
MAI, Moscow

Considered photogravitational the Sitnikov problem is a special case photogravitational restricted three-body problem. Examines the question of Lyapunov stability of the trivial equilibrium position when the body of a small mass located at the barycenter of the system of two gravitating and radiating bodies of equal masses. The task parameters are: the eccentricity of the orbit and the coefficient of reduction of mass.

Based on an analysis of the roots of the characteristic equation of the system in variations in the plane of the parameters are built field instability problem. Calculations showed that the field data is very narrow, so for their numerical definition was necessary to develop a special algorithm for finding the boundaries of these areas with a high accuracy. This algorithm has been implemented in the form of a universal software module and can be used to solve other problems of the stability of stationary motions.

The study was performed at the Moscow Aviation Institute (National Research University) by a grant from the Russian Science Foundation (project №14-21-00068).

Разработка программного комплекса для обеспечения оптимальной тепловой защиты оболочковых элементов авиационных газотурбинных двигателей

Андрянов И.К.
КНАГТУ, г. Комсомольск-на-Амуре

Проведено исследование теплообменного процесса в оболочковых элементах авиационных газотурбинных двигателей с целью оптимизации их тепловой защиты. Разработан подход, позволяющий реализовать оптимальное сочетание

параметров термобарьерных покрытий и внутренней системы охлаждения в зависимости от времени работы элементов. Предложенный подход преимущественно ориентирован на оптимизацию процесса теплоотвода в газотурбинных рабочих и сопловых лопатках дефлекторного типа.

В рамках проведенного исследования создан программный комплекс на основании предложенного алгоритма численного решения комплексной теплообменной задачи, затрагивающей вопросы обмена тепловой энергии, динамики течения газовых потоков, а также напряженного состояния. Комплекс программ написан на языке математического пакета Mathcad, позволяющем реализовать решение установленных нелинейных численных закономерностей процесса теплопереноса для неизвестной геометрии системы охлаждения.

Программный комплекс включает в себя три расчетных модуля, каждый из которых обеспечивает решение отдельной подзадачи:

- Первый блок обеспечивает максимизацию теплового состояния оболочковых элементов до предельно допустимых значений, удовлетворяющих условиям теплоподвода и механического нагружения.
- Второй блок предназначен для получения численной оценки требуемых параметров теплоотвода и минимизации массового расхода охлаждающего газового потока.
- Третий блок определяет геометрические характеристики внутренней системы охлаждения на основании расчетных данных о кинематической картине течения.

Подмодули программного комплекса взаимозависимы, расчетные данные одного программного блока используются в качестве исходных данных для следующего модуля. Данное разбиение расчета на блоки обусловлено нелинейностью исходной постановки задачи и необходимостью разработки соответствующего численного подхода для ее решения. В основе алгоритма программы лежит неявный численный метод решения системы нелинейных дифференциальных и алгебраических уравнений, что позволяет контролировать точность расчета при переходе от одного блока к другому.

Разработанные подпрограммы позволят за счет комплексного подхода и установленных теоретических закономерностей теплообмена оптимизировать тепловую защиту оболочковых элементов авиационных газотурбинных двигателей с внутренней системой охлаждения.

Development of the software for the optimal thermal protection of the aviation gas turbine shell elements

Andrianov I.K.

CASTU, Komsomolsk-on-Amur

Investigation of the heat exchange process in the shell elements of aircraft gas turbine engines in order to optimize thermal protection held. The approach allows implementation of an optimal combination of the thermal barrier coatings parameters and internal cooling depending on the time of the elements is designed.

The proposed approach is mainly focused on the optimization of the heat sink process at the gas turbine rotor and nozzle deflector type blades.

As part of the study program complex is created on the basis of the numerical solution algorithm of the complex heat exchange problems affecting the questions of

heat exchange, the dynamics of the gas flows and the stress state. The complex of programs is written in the language of mathematical package Mathcad, allowing to implement a solution set of nonlinear numerical patterns of heat transfer process for the unknown geometry of the cooling system.

The software package includes three calculation modules each of which provides a solution to a separate sub-tasks:

- the first block maximizes the thermal state of shell elements to the limit values which satisfy the conditions of the heat and mechanical load.
- second block designed to obtain a numerical estimate of required parameters and minimize the heat sink mass flow rate of the cooling gas flow.
- the third block determines the geometrical characteristics of the internal cooling system based on design data of the kinematic flow pattern.

The software complex submodules are interdependent, design data of one program block is used as an input for the next module. This decomposition is based on the blocks due to the nonlinearity of the original formulation of the problem and the need to develop an appropriate numerical approach to solve it. Implicit numerical method for solving a system of nonlinear differential and algebraic equations is the basis of the program algorithm, which allows to control the accuracy of the calculation in the transition from one block to another.

Designed routines will allow to optimize thermal protection shell elements of aviation gas turbine engines with an internal cooling system by the integrated approach and the established theoretical patterns of heat exchange.

Инжекторы релятивистских электронных пучков для электрофизических экспериментов

Байрамов С.И., Завьялов М.А., Румянцева М.Н.,
Скрябина М.Ю., Целова Н.Ю.
МАИ, г. Москва

Инжекторы релятивистских электронных пучков (РЭП) могут быть выполнены в различных вариантах, каждый из которых имеет свои преимущества и недостатки. Пучок может быть сплошным или трубчатым, существуют проекты создания однослойных или многослойных многопучковых систем.

Разработка инжекторов РЭП квазистационарного режима (длительность импульсов $\sim 10^{-3}$ с) и систем транспортировки расширяет как область исследования физики РЭП (по сравнению с наносекундным диапазоном), так и перспективы их практического использования в следующих направлениях: передача энергии электронным пучком, генерация мощного СВЧ-излучения, технология обработки материалов, плазмохимия, радиационная техника и т.д.

Квазистационарный режим работы инжекторов РЭП принципиально изменяет требования к системам формирования и транспортировки РЭП в вакууме, газе и плазме. В работе проанализированы физические процессы транспортировки РЭП с параметрами:

- энергия электронов 300 кэВ;
- ток пучка 200 А;
- мощность пучка 60 МВт;

- удельная мощность $\sim 4 \cdot 10^7$ Вт/см²;
- энергия, запасенная в импульсе, $\sim 6 \cdot 10^4$ Дж.

Анализ основан на результатах испытаний инжектора РЭП с многоструйной триодной электронно-оптической системы (ЭОС) со сферическим катодом диаметром 7,5 см. Исследования по транспортировке пучка проводились при давлении остаточного газа $(0,7 \div 1,0) \cdot 10^{-5}$ мм рт. ст. в отсутствие внешнего магнитного поля в диагностической камере длиной 2,5 м. Электронный пучок за анодом расширялся под действием сил пространственного заряда, но через 50 мкс в результате ионизации газа, нейтрализации заряда и релаксации выходил на равновесное состояние с диаметром $\sim 1,5$ см.

Для указанных параметров РЭП проведены оценки упругих и неупругих двухчастичных взаимодействий электронов с остаточным газом.

Relativistic electron beam injectors for electrophysical experimentation

Bayramov S.I., Zavjalov M.A., Rummyantseva M.N., Skryabina M.Y., Celova N.Y.
MAI, Moscow

Relativistic electron beam (REB) injectors may be designed in different variants, and each of them has its preferences and faults. Electron beam may have both compact form and tube one. There are one-layer and multi-layer projects of multi-beam systems. Treatment of REB injectors with quasi-stationary mode of operation (pulse length $\sim 10^{-8}$ s) and transportation systems expands both REB physics research sphere (in comparison with nanosecond diapason) and its industrial application prospects in these directions: energy transportation by electron beam, high-power UHF generation, material treatment technology, plasma chemistry, radiation techniques, etc.

Quasi-stationary mode of REB injectors in principle changes demand of formation and REB transportation in vacuum, gas and plasma. In this report physical propagation processes are analyzed. REB parameters are:

- electron energy – 300 keV;
- beam current – 200 A;
- beam power – 60 MW;
- beam power density – 4×10^7 W/cm²;
- pulse energy – 6×10^4 J.

The analysis based on REB injector with multi-beam three electrodes electron-optical system with 7.5 cm dia. state cathode research results. Electron beam propagation research was held in experimental chamber (2.5 meter length) under pressure $(0.7-1.0) \cdot 10^{-5}$ mm Hg without an external magnetic field. Behind anode the electron beam is expanded under electron volume charge forces, but then it went out on equilibrium 1.5 cm state through gas ionization and charge neutralization by ions. Calculations of elastic and inelastic two-particle interactions of electrons with residual gas are presented.

Особенности построения алгоритмов управления стендами при динамических испытаниях

Болотин И.В.
МВЗ им. Миля, пос. Томилино

Задачи по проведению динамических усталостных или малоцикловых износных испытаний агрегатов вертолѐта имеют свои особенности. На испытательных стендах традиционно применяются гидроцилиндры с электрогидравлическим управлением. Нагружение как правило гармоническое. При управлении многоканальным стендом возникают трудности: (а) возможно существенное взаимовлияние между каналами нагружения, в т. ч. нелинейное; (б) нелинейности типа «люфт» и «сухое трение»; (в) параметры объекта управления меняются со временем. ПИД-регулятором не удаѐтся обеспечить достаточной точности управления.

На каждый канал нагружения вводится второй контур обратной связи, для которого объектом управления является гидроцилиндр, замкнутый ПИД-регулятором. Управляющий сигнал и отклик канала нагружения – это совокупность гармоник от 1 до m . Каждая гармоника характеризуется амплитудой и фазой. Так, на вход ПИД-регулятора подаѐтся гармонический сигнал задания $u=|u|\exp(j\varphi_u)$, где $|u|$ – амплитуда сигнала, φ_u – фаза. Отклик $x=|x|\exp(j\varphi_x)$. Рассматривается следующая модель объекта управления: $x=Wu+f$ на каждой гармонике каждого канала нагружения. Здесь u – задание ПИД-регулятора, x – отклик. W , f – комплексные числа, характеризующие объект управления: W – комплексный коэффициент передачи, f – внешняя помеха от других гармоник и каналов нагружения. Так, люфт приводит к генерации высоких гармоник, которые необходимо подавлять.

Предлагается адаптивный алгоритм, позволяющий в десятки раз подавить нежелательные гармоники.

Алгоритм был успешно опробован на МВЗ им. Миля, а также в лаборатории Aivatest LNK (Рига) для испытания различных агрегатов вертолѐтов.

Литература

1. Болотин И. В., Эфрусси А. Я., Кропотов А. Н., Особенности управления многоканальными динамическими испытательными стендами // Труды VII Российского Вертолѐтного Форума, Россия, Москва, 2006, С. II-133 – II-138.

2. Igor V. Bolotin, “Adaptive control of dynamic test rigs using complex algebra”, proceedings of the 33-rd European Rotorcraft Forum, Kazan, 2007

Specificities of creating control algorithms of test rig for dynamic tests

Bolotin I.V.

Moscow Helicopter Plant named after M.L. Mill, Tomilino

Tasks of carrying out fatigue and wear dynamic tests of helicopter assemblies have some specificities. Traditionally hydraulic actuators with servocontrol are used in the test rigs. Loading is usually harmonic. While controlling a multichannel test rig following difficulties appear: (a) significant crosstalk between load channels is possible, including nonlinear; (b) “backlash” and “dry friction” nonlinearities; (c) control object parameters change over time. PID-regulator fails providing sufficient control accuracy.

Second feedback loop is introduced into each load channel. The actuator, loopbacked with a PID-regulator is an control object for that loop. Control signal and response of the load channel are a collection of harmonics from 1 to m . Each harmonic has the amplitude and the phase. Thus, harmonic task signal $u=|u|\exp(j\varphi_u)$ comes to

the entrance of the PID regulator, where $|u|$ is the amplitude and φ_0 is the phase. The response is $x=|x|\exp(j\varphi_x)$. The following model of the control object is considered: $x=Wu+f$ at each harmonic at each load channel. Here u is task for the PID-regulator, x is the response. W , f are complex numbers, that characterize the control object: W is the complex gain, f is the external interference from the other harmonics and load channels. Thus, a backlash generates higher harmonics, which need to be suppressed.

An adaptive algorithm is proposed, that enables suppression of unwanted harmonics in dozens of times.

The algorithm was successfully approbated at MHP named after Mill, and also at Aviatest LNK laboratory (Riga) in testing of various helicopter assemblies.

References

1. I. V. Bolotin, A. Ya. Efrussi, A. N. Kropotov, "Features of multichannel dynamic test rig control" (in Russian), Proceedings of the 6th Helicopter forum, Russia, Moscow, 2006, p. II-133.
2. Igor V. Bolotin, "Adaptive control of dynamic test rigs using complex algebra", proceedings of the 33-rd European Rotorcraft Forum, Kazan, 2007

Замедление вращения пульсара с учетом эффектов нелинейной электродинамики вакуума

Денисова И.П., Васильев М.И.

МАИ, г. Москва

Важной задачей современной астрофизики является изучение замедления вращения пульсаров. Одним из основных факторов замедления вращения пульсара является его электромагнитное излучение. Однако, надо учитывать, что пульсары обладают достаточно сильными магнитными полями, а при таких полях становится значительным вклад от эффектов нелинейной электродинамики вакуума.

В данной работе мы будем рассматривать две теории нелинейной электродинамики: Гейзенберга-Эйлера и Борна-Инфельда. Нелинейно электродинамические эффекты в этих теориях начинают проявляться при полях сравнимых с критическим полем Швингера. При меньших полях мы получаем постмаксвелловский случай нелинейной электродинамики.

Электромагнитные уравнения в постмаксвелловской электродинамике эквивалентны уравнениям Максвелла в веществе, с соответствующими материальными уравнениями.

Рассмотрим пульсар, помещённый в начало координат, с заданными магнитным дипольным моментом и радиусом. Магнитный дипольный момент расположен под углом к оси вращения пульсара. Таким образом мы можем задать зависимость вектора магнитного диполя от времени. Будем считать, что выполняются следующие ограничения: линейная скорость точки на поверхности пульсара много меньше скорости света, а магнитное поле пульсара меньше критического поля Швингера.

Представим электромагнитное поле пульсара в виде суммы полей электродинамики Максвелла и нелинейной электродинамики. При вычислениях будем использовать для электромагнитных полей Максвелла классическую модель магнитного поля диполя. Подставим в уравнения Максвелла поля и найдем уравнения для потенциалов электромагнитного поля нелинейной

электродинамики. Решая эти уравнения, мы получим выражения для полей нелинейной электродинамики. Особенностью решения в нашем случае будет то, что излучение пульсара будет происходить на частотах кратных частоте вращения.

Из выражений для полей, используя вектор Пойнтинга, найдём интенсивность электромагнитного излучения пульсара. Далее, воспользуемся соответствующим выражением для гравитационного излучения, составим уравнение замедления скорости вращения пульсара. Из анализа этого уравнения видно, что при малых значениях эксцентриситета пульсара излучение в результате эффектов нелинейной электродинамики превосходит гравитационное излучение пульсара.

The slowdown of the pulsar rotation, taking into account nonlinear vacuum electrodynamic effects

Denisova I.P., Vasilev M.I.

MAI, Moscow

An important task of modern astrophysics is the study of pulsars slow rotation. One of the main factors slowing down the rotation of the pulsar is its electromagnetic radiation. However, we must remember that pulsars have very strong magnetic fields, and these fields when it becomes a significant contribution from the nonlinear vacuum electrodynamic effects.

In this paper, we consider two nonlinear electrodynamic theory: Heisenberg-Euler and the Born-Infeld. Nonlinear electrodynamic effects in these theories are beginning to emerge in fields comparable with the critical field Schwinger. At smaller fields we get postmaksvellovsky case of nonlinear electrodynamic effects.

Electromagnetic equations in electrodynamic postmaksvellovskoy equivalent to Maxwell's equations in matter, with the appropriate constitutive equations.

Consider the pulsar, placed at the origin, with predetermined magnetic dipole moment and the radius. The magnetic dipole moment at an angle to the axis of rotation of the pulsar. Thus we can define the dependence of the magnetic dipole of the time. We assume that the following limitations: a linear velocity of a point on the surface of the pulsar is much smaller than the speed of light, and the magnetic field of the pulsar is less than the critical field Schwinger.

Imagine the electromagnetic field of the pulsar as a sum of the fields and Maxwell's electrodynamic Nonlinear Electrodynamic. In the calculations we use Maxwell's electromagnetic fields the classical model of a magnetic dipole field. Substituting in the field, Maxwell's equations and find the equation for the electromagnetic field of nonlinear electrodynamic potentials. Solving these equations, we obtain expressions for the nonlinear electrodynamic fields. A feature of the solution in this case is that the pulsar radiation will occur at frequencies multiples of the rotation frequency.

From the expressions for the fields by using the Poynting vector, we find the intensity of the electromagnetic radiation of the pulsar. Next, we use the appropriate expression for gravitational radiation, form the equation of slow rotation rate of the pulsar. An analysis of this equation shows that for small values of the eccentricity of the pulsar radiation as a result of the effects of nonlinear electrodynamic exceeds the gravitational radiation of a pulsar.

Вычислительная модель решения задач нелинейной фильтрации с использованием фильтра частиц

Волков В.А., Кудрявцева И.А.

МАИ, г. Москва

В данной работе изложено решение задачи оценивания состояния дискретной стохастической системы по результатам наблюдений на основе алгоритмов квадратно-корневого Монте-Карло фильтра частиц(Square-root Monte-Carlo Particle Filter), квадратно-корневого сигма-точечного фильтра частиц(Square-root Unscented Particle Filter), квадратно-корневого обобщенного фильтра Калмана (Square-root Extended Kalmanfilter).

Базовые алгоритмы в отличие от своих квадратно-корневых аналогов имеют ряд недостатков связанных с решением многомерных нелинейных моделей. Кроме того, эти фильтры меньше подвержены влиянию ошибок округления, в отличие от своих базовых алгоритмов. На каждом этапе фильтрации квадратно-корневые фильтры для обновления квадратных корней исходных матриц используют численно устойчивые ортогональные преобразования.

Рассматривается многомерная нелинейная дискретная модель объекта измерений и наблюдений с гауссовскими случайными воздействиями.

Приведены подробные алгоритмы моделирования. С использованием данных алгоритмов в среде MATLAB 2014bсформирован комплекс программ, позволяющий производить сравнительный анализ результатов моделирования для приведенных алгоритмов фильтрации. Проведены серии численных расчетов для различных модельных примеров. Получены и проанализированы результаты моделирования.

Computational model for solving nonlinear filtering problem based on particle filter algorithms

Volkov V.A., Kudryavtseva I.A.

MAI, Moscow

In this paper the solution of the problem of estimating the state of a non-linear discrete stochastic system from noisy observation data is described. The following algorithms: Square-root Monte-Carlo Particle Filter, Square-root Unscented Particle Filter, Square-root Extended Kalman filter are considered.

Square-root modification algorithms are deprived a number of shortcomings coming up in standard techniques. In addition, these modifications are less susceptible to rounding errors, unlike algorithms without the considered modification. At each stage of filtering in square-root filters numerically stable orthogonal transformations are applied to update the square roots of the original matrices.

The multidimensional case is concerned. The mathematical model involves non-linear stochastic discrete state equation and measurement equation.

Detailed modelling algorithms are presented. Described task is solved by developed Software solution, based on MATLAB 2014b. A series of numerical calculations for various model examples are conducted. The results are compared to the results obtained earlier by other authors.

Об одной эффективной по сложности обработке данных

Гавриш О.Н., Чебурахин И.Ф.
МАИ, г. Москва

В настоящее время сохраняется актуальность проблем моделирования, анализа и синтеза математических моделей дискретных логических управляющих и вычислительных устройств. Особо важной является задача вывода оценки показателя сложности при представлении булевой функции (БФ) в классах формул и схем из функциональных элементов (ФЭ). Эта задача сохраняет свою актуальность и в настоящее время.

Целью данной работы является уточнение верхних оценок сложности симметрических БФ из стандартного и Жегалкина базисов, а также разработка алгоритмов для автоматизации синтеза дискретных устройств обработки информации.

Предлагается конструктивный метод синтеза формул и схем на основе рекуррентных соотношений (функциональных уравнений – ФУ), сопровождаемый получением заранее аналитически верхних оценок различных показателей сложности (по числу букв; числу подформул; по числу функциональных элементов), в том числе и для схем минимальной сложности.

В данной работе рассматриваются отдельные классы функций, для которых находятся точные верхние оценки показателей сложности.

На первом этапе были построены математические модели простейших случаев с определенным строением различных симметрических функций от 1, 2, ..., n переменных. С привлечением понятия строения и использованием ФУ получены аналитические оценки показателей сложности. Для автоматизации процесса и расширения области изучения частных случаев использовался реализованный алгоритм структурно-функциональной декомпозиции. Удобной моделью представления ПСЖ для алгоритма является разработанное матричное представление.

Результаты работы применимы как при синтезе устройств (на этапе логического проектирования) в многопроцессорных вычислительных и управляющих системах, так и при разработке алгоритмов для эффективной эксплуатации этих систем.

About one effective in complexity data processing

Gavrish O.N., Cheburakhin I.F.
MAI, Moscow

Currently relevance of modeling problems of analysis and synthesis of mathematical models of discrete logic control and computing devices persists. Particularly important is the task of estimating the output of difficulty in presenting a Boolean function (BF) in the classes of formulas and schemes of functional elements (FE). This problem is still relevant today.

The purpose of this paper is to clarify the upper bounds for the complexity of symmetric BF in standart and Zhegalkin bases, as well as the development of algorithms to automate the synthesis of discrete information processing devices.

An efficient constructive method syntesis of digital circuits and formulas is offered. This method is based on recurrence relations (functional equations - FU) and is accompanied by a receipt in advance analytically upper estimates of various indicators

of complexity (the number of letters, number of subformulas; according to the number of functional elements), including schemes for minimum complexity.

In this paper we consider some classes of functions, which are accurate upper bounds for the complexity metrics.

In the first stage mathematical models were constructed of the simplest cases with a certain structure of the various symmetric functions of 1, 2, ..., n variables. Analytical assessment of indicators of complexity is obtained by drawing the structure of the concept and the use of FU. To automate the process and expanding the study of individual cases the algorithm implemented structural and functional decomposition is used. A convenient model for the representation of PSG algorithm is designed matrix representation.

The results are applicable as in the synthesis device (at the logical design) in multiprocessor computing and control systems, and the development of algorithms for the effective operation of these systems.

Математическое моделирование и обработка данных эксперимента метода импульсного нагрева цилиндрического источника

Гарибян Б.А., Меркулов Г.А.

МАИ, г. Москва

Метод импульсного нагрева цилиндрического источника теплоты (метод нагретой нити) применяется для экспериментального определения теплопроводности и тепловой активности жидкостей и твердых материалов. Он относится к группе нестационарных зондовых методов с источником постоянной мощности, где зондирование образца проводится серией одиночных ступенчатых импульсов, а малоинерционный их источник в форме тонкой (диаметром от 5 мкм) цилиндрической нити одновременно является зондом. В отличие от исследований теплофизических характеристик (ТФХ) жидкостей, коэффициент теплопроводности которых измеряется с высокой точностью (погрешность не превосходит 1%), применение метода к твердым и особенно жестким образцам связано с значительными трудностями. Искажение полезного сигнала от зонда связано, прежде всего, с дополнительным перегревом нити источника за счет наличия в системе контактного термического сопротивления (КТС). Использование для оценки теплопроводности твердых образцов стандартного расчетного соотношения дает погрешность не менее 4.5%, а получение достоверных значений по тепловой активности практически исключено.

В работе предложен вариант интегрированной технологии автоматизации эксперимента, проводимого рассматриваемым методом с помощью математического моделирования теплового процесса, и сопоставления результатов моделирования с результатами физического эксперимента. Математическая модель начальной (иррегулярной) стадии процесса в системе «источник-образец-подложка» рабочего участка измерительной ячейки реализуется численно с помощью специально разработанного «репателя». Оценка значений коэффициента теплопроводности твердого образца проводится в два этапа. Сначала оценивается предварительное значение коэффициента путем численного восстановления углового коэффициента асимптоты, отвечающего регулярному тепловому режиму. При этом применяется

аналитическое решение упрощенной модельной задачи. Затем численно решается коэффициентная обратная тепловая задача, в которой найденное ранее предварительное значение теплопроводности принимается в качестве начального. Поиск коэффициента, лучшего в смысле критерия минимальной суммы квадратов отклонений приращений температуры источника по расчетной и экспериментальной сеткам, проводился итерационно (запусками «репателя»), с помощью оптимизационных методов случайного поиска – стандартными (без обучения): адаптивным и лучшей пробы, а также эвристическим имитационным методом отжига.

По предлагаемой технологии проведено методическое оценивание коэффициента теплопроводности нескольких эталонных образцов. Погрешность оценок для начальной температуры эксперимента 300 K не превышала 2.5%, что примерно в два-три раза лучше оценки, даваемой стандартным расчетным соотношением.

Mathematical modeling and processing of experimental data for the method of impulse heating of cylindrical heat source

Gariyban B.A., Merkulov G.A.

MAI, Moscow

The method of heating a cylindrical heat source [1-3] is used to determine the thermal conductivity and thermal activity of substances, especially liquids experimentally [1]. It is referred to the methods of short-term non-stationary probe measurements with the constant power heat source, which is heated via a series of step impulses. This low-inertia heat source (metallic thread with diameter from 5 micrometers) is also the sensor. In contrast to studies of thermal characteristics of liquids, where thermal conductivity is measured with great accuracy (relative error is less, than 1%), the application of the discussed method to the studies of thermal characteristics of solid materials is accompanied by several difficulties. The distortion of effective temperature signal of heat source by the sample material in the form of overheating the heat source is caused by the presence of contact thermal resistance (CTR) factor. If the ratio [1-2] is used to estimate the thermal conductivity of solid materials, there will be relative errors about 4.5% in thermal conductivity and the evaluation of thermal activity is almost impossible.

In this paper we propose integrated technology of experiment automation, conducted via mathematical modeling of thermal process and comparison of the results of modeling and experimental data. Mathematical model of the initial (irregular) stage of thermal process in the system “source-sample-substrate” in the effective area of computational cell is computed numerically by specially developed “solver”. The estimation of thermal conductivity of the sample is divided into two steps. At first, initial value of thermal conductivity is calculated by the recovery of the slope of the asymptote, corresponding to regular thermal regime of the system and the use of the ratio [1-2]. Then the inverse heat problem is solved numerically, using the initial value from the previous step. The search of the coefficient, which is most suitable in terms of the criterion of the minimum sum of the squared deviations of the calculated and experimental grid increments of the source temperature, was conducted iteratively (several “solver” launches), using different random search optimization algorithms: non-adaptive, adaptive, “best-probe” method and simulated annealing.

With the use of proposed technology thermal conductivities of several known materials were estimated. Relative errors for the initial temperature of 300K did not exceed 2.5%, which is two-three times less than errors given by standard methods.

Расчёт основных параметров комбинированной схемы выведения космического аппарата с электроракетным двигателем на геостационарную орбиту

Герасименко Н.А.
МАИ, г. Москва

Среди всех типов околоземных орбит геостационарная орбита (ГСО) занимает особое место. Благодаря расположению в плоскости экватора и периоду равному периоду вращения Земли, космический аппарат (КА), движущийся по ГСО, постоянно находится над одной и той же точкой над поверхностью Земли. В силу этого, КА становится очень удобным ретранслятором, постоянно обслуживающим определенный участок земной поверхности.

Схема выведения КА на ГСО включает в себя участок выведения на низкую околоземную орбиту, реализуемый с помощью ракеты-носителя, и участок межорбитального перелёта. Традиционно, траектория межорбитального перелёта формируется химическими ракетными двигателями большой тяги. Эти двигатели имеют относительно небольшую скорость истечения, что приводит к большим затратам топлива на перелёт. Из-за этого масса КА, доставляемого на ГСО, часто оказывается недостаточной.

Для увеличения массы КА на ГСО могут использоваться комбинированные схемы выведения. В работе рассматривается один из частных случаев комбинированной схемы выведения КА на ГСО, в котором в качестве промежуточной орбиты используется экваториальная эллиптическая орбита с суточным периодом [1]. КА с низкой околоземной орбиты с помощью химических ракетных двигателей большой тяги выводится не на саму ГСО, а на промежуточную орбиту. После чего включаются электроракетные двигатели (ЭРД), с большей, чем у традиционных химических ракетных двигателей, скоростью истечения, которые, работая постоянно в течение некоторого времени, доставляют КА на ГСО.

Выведение на экваториальную эллиптическую орбиту с суточным периодом требует меньше топлива, чем выведение сразу на ГСО, кроме того, ЭРД потребляют по массе гораздо меньшее количество топлива, чем химические ракетные двигатели. Таким образом, образуется выигрыш по массе КА. С другой стороны, комбинированный способ выведения требует больше времени, так как ЭРД имеют гораздо меньшую тягу.

В данной работе осуществляется расчёт зависимости массы доставляемого на ГСО КА от времени выведения. Для расчёта движения КА с малой тягой используется метод численного интегрирования Рунге-Кутты 4-го порядка [2]. Для определения характеристик выведения на промежуточную орбиту использованы методы теории кеплеровского движения для расчёта межорбитального перелёта в импульсном приближении [3].

Список литературы:

1. Spitzer A. Novel Orbit Raising Strategy Makes Low Thrust Commercially

Viable // 24th International Electric Propulsion Conference, IEPC 95-212, Russia, Moscow, 1995.

2. Пунтус А.А. Дифференциальные уравнения. Учебное пособие. – М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2014.

3. Охотимский Д.Е., Сихарулидзе Ю.Г. Основы механики космического полёта. – М.: НАУКА, 1990.

Calculation of basic parameters of combined injection scenario of space vehicle with electrojet engine to geostationary orbit

Gerasimenko N.A.

MAI, Moscow

Among all types of Earth orbits, the geostationary orbit (GSO) has a special place. The GSO is located in plane of the equator and has the same period of rotation as the Earth has. Thanks to this, space vehicle (SV) in the GSO became an efficient transporter relay.

Injection scenario of SV to the GSO includes insertion phase to low Earth orbit is realized with launch vehicle and interorbital transfer. Traditionally, interorbital transfer is realized with high-thrust chemical rocket engine (CRE). CRE has relatively low exhaust velocity, which is caused by spending a lot of fuel. Because of that, mass of SV often comes short of engineering challenges.

For SV mass penalty on the GSO can be used the combined injection scenario. In this work one system is analyzed. In this system by the way of intermediary orbit is used equatorial elliptic orbit with diurnal period [1]. SV of low Earth orbit to intermediary orbit with the help of CRE, opposite to the GSO. After that the electrojet engine (ELE) with more exhaust velocity than CRE deliver SV to the GSO.

Delivery to equatorial elliptic orbit with diurnal period require less fuel than to the GSO, furthermore ELE propellant usage is less than CRE. On the other hand, combined injection scenario require much more time than CRE, because ELE has not that much propulsive power.

In this work calculation depending SV mass on insertion time to the GSO. For calculating SV movements with low propulsive power numerical method of integration Runge-Kutta is used [2]. For defining SV's movements with low propulsive power methods of the theory Keplerian motion are used for interorbital transfer in impulse approximation [3].

List of literature:

1. Spitzer A. Novel Orbit Raising Strategy Makes Low Thrust Commercially Viable - 24th International Electric Propulsion Conference, Russia, Moscow, 1995.

2. Пунтус А.А. Дифференциальные уравнения. Учебное пособие. – М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2014.

3. Охотимский Д.Е., Сихарулидзе Ю.Г. Основы механики космического полёта. – М.: НАУКА, 1990.

О вынужденных колебаниях неоднородной струны и балки с периодической внешней силой

Герман И.М., Рудаков И.А.

МАИ, г. Москва

Рассматриваются задачи о периодических решениях для квазилинейного волнового уравнения с переменными коэффициентами и уравнения колебаний балки с различными типами однородных граничных условий на отрезке. В случае, когда нелинейное слагаемое имеет не более чем линейный рост, получены теоремы о существовании и единственности периодических решений. В случае, когда нелинейное слагаемое имеет степенной рост, доказаны теоремы о существовании бесконечного числа периодических решений.

Forced vibrations of an inhomogeneous string and beams with periodic external force

Herman I.M., Rudakov I.A.
MAI, Moscow

We consider the problem of periodic solutions for a quasilinear wave equation with variable coefficients and the equation of oscillations of the beam with different types of homogeneous boundary conditions on the segment. In the case where the nonlinear term is nothing more than linear growth, the theorems of existence and uniqueness of periodic solutions. In the case where the nonlinear term has polynomial growth, theorems on the existence of an infinite number of periodic solutions.

Численное моделирование детонации газокapельных смесей в каналах

Гидаспов В.Ю., Москаленко О.А.
МАИ, г. Москва

Изучению процесса распространения детонации в газокapельных горючих средах посвящено большое количество статей и монографий, в которых приводятся результаты, как экспериментальных, так и расчетно-теоретических исследований. Это связано с тем, в настоящее время проектируется ряд энергетических и технологических установок, в которых используется детонационное сжигание топлива, а также с обеспечением взрывобезопасности на промышленных объектах.

В работе описана физико-математическая модель, вычислительные алгоритмы и комплекс программ для моделирования стационарных и нестационарных детонационных волн в горючих газовых и газокapельных смесях [1, 2]. Приводятся результаты численного моделирования тонкой структуры стационарной детонационной волны в смесях: воздух-вода, метанол-воздух, керосин-воздух.

В стационарной детонационной волне расчетным путем определены: расстояния до точки воспламенения и перехода системы в состояние, близкое к равновесному, длины полного испарения капель. Исследован процесс инициирования детонации газокapельной смеси керосина с воздухом падающей ударной волной в модельной ударной трубе. Исследовано влияние массовой доли капель на процессы образования и распространения детонационной волны в канале.

Список литературы:

1. В.Ю. Гидаспов. Численное моделирование стационарных детонационных волн в смеси частиц алюминия с воздухом. Электронный журнал «Труды МАИ», 2011, № 49.

2. В.Ю. Гидаспов, О.А. Москаленко, У.Г. Пирумов. Численное моделирование стационарных волн горения и детонации в керосино-воздушной горючей смеси. Вестник МАИ, М., Издательство МАИ-ПРИНТ, Т. 21 № 1, 2014, с.169-177.

Numerical simulation of gas-droplet detonation of mixtures in channels

Gidaspov V.Yu., Moskalenko O.A.

MAI, Moscow

A large number of articles and monographs in which results, both experimental, and settlement and theoretical researches are given is devoted to studying of process of distribution of a detonation in gas-drop combustible environments. It is connected with that, a number of power and technological stations in which detonation combustion of fuel, and also with ensuring explosion safety on industrial facilities is used is designed now.

In work the physical and mathematical model, computing algorithms and a complex of programs for modeling of stationary and non-stationary detonation waves in gas and gas-droplet mixtures is described [1, 2]. Results of numerical modeling of thin structure of a stationary detonation wave are given in mixes: air-water, methanol-air, kerosene-air.

In a stationary detonation wave are determined by a settlement way: distances to a point of ignition and transition of system to a condition close to equilibrium, lengths of complete evaporation of drops. Process of initiation of a detonation of gas-drop mix of kerosene with air by the falling shock wave in a model shock tube is researched. Influence of a mass fraction of drops on processes of education and distribution of a detonation wave in the channel is researched.

List of references.

1. V.Yu.Gidaspov. Numerical modeling of stationary detonation waves in mix of particles of aluminum with air. Trudy MAI, 2011, No. 49.

2. V.Yu.Gidaspov, O. A. Moskalenko, U. G. Pirumov. Numerical modeling of stationary waves of burning and a detonation in kerosene air gas mixture. MAI bulletin, M., MAI-PRINT, Vol. 21 No. 1, 2014, c.169-177.

Моделирование двумерного обтекания тел с использованием программного пакета CFD-анализа ANSYS FLUENT

Глазков В.С.

МАИ, г. Москва

Работа выполнена с целью отработки двумерной модели для решения задач отрывного обтекания ротора ветряков Савониуса с вертикальной осью вращения сложных конфигураций.

Рассмотрено двумерное обтекание цилиндров, имеющих в сечениях различную форму: круг, квадрат, прямоугольник, треугольник; в рабочем диапазоне чисел Рейнольдса.

Моделирование проводилось с использованием k- ϵ , k- ω , LES- моделей турбулентности.

Получены нестационарные аэродинамические характеристики исследуемых тел, выявлена зависимость числа Струхала от числа Рейнольдса при обтекании цилиндра круглого сечения. Выполнена визуализация течений. Проведено сравнение полученных результатов с результатами экспериментов.

Two-dimensional flow modeling with the use of the ANSYS FLUENT CFD (computational fluent dynamics) software package

Glazkov V.S.
MAI, Moscow

The work aims to simulate a two-dimensional model to study the separated flow around (past, over) the rotor of the Savonius vertical-axis wind turbine.

We have studied the two-dimensional flow around cylinders of circular, square, rectangular and triangular cross-sections for a range of Reynolds numbers.

We have used the k- ϵ , k- ω and LES (large eddy simulation) turbulence models to simulate the flow.

We have obtained non-stationary aerodynamic characteristics of the bodies and registered the dependence of the Strukhal number on the Reynolds number in case of the flow around the circular cylinder. We have visualized the flows and compared the results we have obtained with that of the experiments.

О некоторых задачах оптимального проектирования элементов конструкций

Гончаров В.Ю., Муравей Л.А.
МАИ, г. Москва

Оптимальное проектирование позволяет достигнуть значительного улучшения механических характеристик и снижения веса элементов летательных аппаратов и различных конструкций.

В первой части работы рассматривается задача максимизации критического значения скорости крутильной дивергенции крыла. В качестве управляющей переменной выступает толщина обшивки крыла, которая является элементом пространства измеримых существенно ограниченных функций. Накладываются ограничения на вес крыла, а также допустимые значения толщины обшивки крыла. Доказывается, что существует единственное оптимальное распределение толщин обшивки крыла. Кроме того, устанавливается регулярность оптимального решения. В некоторых случаях приводятся точные решения, зависящие от параметра, являющегося корнем некоторого трансцендентного уравнения. Предложен метод построения максимизирующих последовательностей, приводятся численные результаты для различных параметров задачи.

Вторая часть работы посвящена задаче максимизации критического значения параметра нагружения, для которого происходит потеря устойчивости тонкостенной заземленной колонны. Здесь в качестве управления выступает толщина стенки колонны, заданы ограничения на массу и площадь поперечных сечений. Устанавливается существование решений данной задачи. Отметим, что

функционал цели в этой задаче является негладким, а использование необходимых условий оптимальности, основанных на выражениях производной по направлению и обобщенного градиента, достаточно затруднительно. В связи с этим развивается подход, основанный на получении необходимых условий в форме вариационных принципов для управляющей переменной. Это позволяет заменить исходную негладкую экстремальную задачу более простой. Показывается, что полученные необходимые условия оптимальности являются также достаточными.

On some optimal design problems for structural elements

Goncharov V.Yu., Muravey L.A.

MAI, Moscow

Using optimal design, one can appreciably improve mechanical properties and minimize the weight of elements of aircrafts and various structures.

In the first part of the study, a problem consisting of maximizing the critical value of the torsional divergence speed of a wing is considered. The thickness of the wing skin acts as the control variable and is an element of the space of measurable essentially bounded functions. Constraints are imposed at the weight of the wing and admissible values of the thickness of the wing skin. It is proved that there exists a unique optimal thickness distribution of the wing skin. Moreover, it is established the regularity of the optimal solution. In some cases exact solutions, depending on a parameter, which is a root of a transcendental equation, are presented. A method of constructing of maximizing sequences are proposed, and numerical results for various parameters of the problem are presented.

The second part is devoted to a maximization problem in which the quality criterion is the critical value for a load parameter under which a clamped column loses stability. Here the wall thickness plays the role of the control variable, and constraints on the weight and the cross-sectional area are specified. It is established the existence of optimal solutions to the problem. Remark that the goal functional is non-smooth in this problem, and usage of necessary optimality conditions based on expressions of the directional derivative and the generalized gradient is rather complicated. Thereby an approach based on deriving necessary optimality conditions in the form of variational principles for the control variable are developed. Using this idea, one can replace the original non-smooth extremal problem by another, which is simpler. It is shown that the necessary optimality conditions obtained are also sufficient.

Методика идентификации нестационарных аэродинамических характеристик модели самолёта по результатам испытаний в аэродинамической трубе на установке свободных угловых движений

Гришин И.И.

ЦАГИ, г. Жуковский

Применение углового шарнира с 3-мя степенями свободы в трубном эксперименте позволяет получить угловое движение модели самолёта близкое по кинематике к лётному эксперименту. При этом возможно исследование критических режимов полёта. Целью начального этапа работы была разработка

методики идентификации нестационарных аэродинамических характеристик модели на шарнире.

В эксперименте модель закреплялась на державке с помощью карданного шарнира, оборудованного прецизионными цифровыми энкодерами, регистрирующими углы поворота модели. Внутримодельная инерциальная информационно-измерительная автономная система осуществляла замеры углов поворота шарнира, тангажа, крена, рыскания, а также отклоняла органы управления модели. Алгоритмы управления исполнялись непосредственно на бортовом вычислителе. Обмен данными и контроль эксперимента осуществлялся оператором по радиоканалу.

Для идентификации продольных нестационарных аэродинамических характеристик модели использовались движения с заданными законами отклонения органов управления. Были выполнены испытания возмущённого движения модели в продольном канале при конфигурации шарнира с одной степенью свободы по тангажу. Проводились как релейные отклонения руля высоты, так и испытания с отклонением органов управления по гармоническому закону, а также отклонения с линейно-модулированной частотой. Последний сигнал является непрерывным и возбуждает собственные движения модели широкого спектра.

Для идентификации аэродинамических производных при разных углах атаки использовалась локально линейная модель аэродинамики. Для нахождения коэффициентов математической модели применялись методы линейной регрессии и максимального правдоподобия.

Анализ полученных результатов показал, что применение метода максимального правдоподобия в сочетании с выбором вида, возмущающего манёвра позволяет определить нестационарные аэродинамические характеристики модели с приемлемыми значениями стандартных статистических ошибок.

Identification technics of unsteady aerodynamic characteristics of aircraft model from wind tunnel tests at the free of angular movements rig

Grishin I.I.

TsAGI, Zhukovskiy

The use of the three-degree of freedom (3DOF) gimbals in the wind tunnel experiment allows to obtain the angular movement of dynamically scaled aircraft model similar in kinematics to the flight test. It is possible also to investigate in wind tunnel the critical flight regimes of the aircraft. The purpose of the initial phase of the work was the development of technics for identification of unsteady aerodynamic characteristics of the model on the hinge.

The model is fixed on the sting by means of the gimbals equipped with the high-precision digital encoders registering the angles of rotation. The onboard inertial information and measurement stand-alone system carried out measurements of gimbals angles of rotation, pitch, roll, yaw, and also managed the model controls. The control algorithms were implemented directly on the airborne computer. Communication and control of the experiment was carried out by the operator over the air.

To identify the longitudinal unsteady aerodynamic characteristics of the model there were used movements with the specified laws of control surfaces deviations. Tests of perturbed motion in the longitudinal channel were performed when the gimbals configuration is confined to 1DOF in pitch. The stepwise deflections of the elevator were conducted as long as tests with harmonical controls deviation. Also, tests were performed with frequency sweep class of controls. This signal is continuous and it well excites the wide spectrum of natural motion of the model.

To identify the aerodynamic derivatives at different angles of attack locally linear model of the aerodynamics was used. The coefficients of the model were identified with the help of the linear regression and maximum likelihood methods.

Analysis of the results showed that the application of the maximum likelihood method in combination with the selection of the perturbation maneuver allows to define unsteady aerodynamic characteristics of the model with reasonable values of the standard statistical errors.

Применение метода дискретных вихревых цилиндров для вычисления индуктивных скоростей при расчете динамики вертолета

Николаев Е.И.¹, Губайдуллин И.Х.²

¹КНИТУ-КАИ, ²КВЗ, г. Казань

Расчет нагрузок на агрегатах вертолета на неустановившихся режимах полета можно разделить на два крупных этапа: расчет балансировки вертолета и моделирование динамики полета вертолета.

На первом шаге вычисляются угловые положения вертолета и органов управления вертолетом, необходимые для балансировки вертолета. В балансировочном положении вертолета нагрузка на лопастях вертолета и их движение относительно вала несущего винта имеет периодический характер, что позволяет моделировать движение лопасти разложением в ряд Фурье. На фюзеляже вертолета нагрузки принимают постоянными по времени. Колебания корпуса при этом не учитывают.

На втором шаге, при моделировании динамики вертолета необходимо учитывать изменение положения органов управления вертолетом с течением времени, на фюзеляже также будут возникать переменные нагрузки, обусловленные изменением положения вертолета относительно набегающего потока.

Перечисленные этапы имеют соответствующие подэтапы, которые состоят при балансировке вертолета:

- определение аэродинамической нагрузки на лопастях несущего и рулевого винтов;
- вычисление индуктивных скоростей;
- вычисление инерционной нагрузки на лопастях;
- определение аэродинамической нагрузки на фюзеляже;
- вычисление коэффициентов махового движения лопастей несущего и рулевого винтов;
- решение уравнений балансировки вертолета.

При расчете динамики вертолета:

- решение уравнений динамики для лопастей несущего и рулевого винта вертолета;
- вычисление индуктивных скоростей для машущих лопастей;
- решение уравнений динамики вертолета.

Если на первом этапе расчета вычисления носят стационарный характер (методом последовательных приближений решаются уравнения балансировки вертолета), то на втором этапе шаг за шагом интегрируются дифференциальные уравнения движения вертолета.

Особую сложность на втором этапе представляет вычисление индуктивных скоростей на лопастях несущего и рулевого винтов. В докладе будет представлено применение разработанного авторами метода дискретных вихревых цилиндров для приближенного вычисления индуктивных скоростей на неустановившихся режимах полета вертолета.

Application of method discrete vortex cylinder for calculation of the induced velocity when calculating the dynamics helicopter

Nikolaev E.I.¹, Gubaydullin I.K.²

¹KNITU-KAI, ²Kazan Helicopter Plant, Kazan

The calculation of loads on the helicopter units on unsteady flight regimes can be divided into two major phases: the calculation of the helicopter balancing and modeling of the dynamics of helicopter flight.

In the first step we calculate the angular position of the helicopter and the helicopter controls necessary for the helicopter balancing. In the helicopter balancing position load on the helicopter blades and their motion relative to the rotor shaft has a periodic nature, which allows you to simulate the movement of the blades in a Fourier series expansion. On the helicopter fuselage load assumed to be constant over time. Fluctuations in the body it does not take into account.

In the second step, when modeling must take into account the dynamics of the helicopter position change helicopter controls over time, on the fuselage and variable loads will arise due to the change in position of the helicopter relative to incoming flow.

These steps have respective sub-steps, which consist in the helicopter balancing:

- definition of the aerodynamic loads on the blades main and tail rotors;
- calculation of induced velocity;
- calculation of inertial load on the blades;
- definition of the aerodynamic loads on the fuselage;
- calculation coefficients flapping blades main and tail rotors;
- solution helicopter balancing equations.

When calculating of the helicopter dynamics:

- solution of the helicopter dynamics equations for the main rotor and tail rotors;
- calculation of induced velocity for flapping of the blades;
- solution of the helicopter dynamics equations.

If the first calculation step of calculating are stationary character (by successive approximations equations are solved the helicopter balancing), then in a second step, step by step integrates the differential motion equations of the helicopter.

Special difficulty in the second step is the computation of induced velocity on the blades main and tail rotors. In the report will be presented to the application developed by the authors of the method of discrete vortex cylinders for approximate calculation of the induced velocity on unsteady helicopter flight modes.

Анализ применимости микромеханических датчиков для управления летательными аппаратами различного типа

Гуцевич Д.Е., Скрипаль Е.Н.
КБПА, г. Саратов

Построение автоматической системы управления летательным аппаратом требует наличия на его борту датчиков различных физических величин. Среди них центральную роль играют инерциальные чувствительные элементы. Инерциальными чувствительными элементами называют приборы, измеряющие параметры линейных и угловых перемещений подвижных объектов для решения задач их ориентации, навигации и управления. К ним относятся акселерометры и гироскопы.

Существенный прогресс в развитии микромеханических инерциальных чувствительных элементов позволяет применять их для построения систем управления ЛА а также, с некоторыми оговорками, для построения навигационных систем. Микромеханическими гироскопами и акселерометрами (ММГ, ММА) называют конструкции, в которых механически подвижные узлы, реализующие чувствительный элемент, а также сервисная электроника представляют единый чип, изготавливаемый методами микроэлектроники.

В АО «КБПА» на основе микромеханических инерциальных чувствительных элементов разработаны блоки датчиков первичной информации БДПИ-ММ, содержащие в одном корпусе акселерометры и датчики угловых скоростей, расположенные по ортогональным осям. В представляемой работе исследуются характеристики MEMS-датчиков применительно к их использованию в качестве основы для построения автопилота, предназначенного для управления легкими и сверхлегкими летательными аппаратами. У датчиков оценивались различные точностные, стоимостные и массо-габаритные характеристики. Оценивание проводилось путем проведения лабораторных исследований и лётных испытаний. Оценивание точностных характеристик проводилось по лабораторным данным методом вариации Аллана. Для проведения лётных испытаний был построен блок для малого летательного аппарата самолётного типа. По записанным полётным данным была построена траектория движения летательного аппарата. Сформированная траектория сравнивалась с траекторией, построенной на основе данных бортового GPS-приёмника, после чего проводилась оценка точности построения.

Analysis of the applicability of microscopic sensors to control various aircraft types

Gutsevich D.E., Scripal E.N.
SC "DBIA", Saratov

Aircraft control systems requires sensors, which measure various physical values. Among them, play a central role inertial sensors. Inertial sensors called devices

measuring parameters of linear and angular displacements of moving objects to solve the problems of orientation, navigation and control. These include accelerometers and gyroscopes.

Significant progress in the development of micromechanical inertial sensors makes them suitable for the construction of aircraft control systems, as well as, with some reservations, to build navigation systems. Micromechanical gyroscopes and accelerometers (MMG and MMA) is called the devices which consist mechanically movable components. These components implement the sensitive element or sensor. Sensor and service electronics represent a single microelectronic chip.

“BDPI-MM” is sensor unit of primary information. This unit were designed in JSC “KBPA” on the basis of micromechanical inertial sensors. “BDPI-MM” includes accelerometers and angular rate sensors located on the orthogonal axes.

In this work we study the characteristics of MEMS sensors in relation to their use as a basis for constructing an autopilot for controlling the light and ultralight aircraft. Sensors were evaluated on various accuracy, cost and weight and size characteristics. Evaluation was carried out by means of ground and flight tests. Evaluation of the accuracy characteristics was conducted by Allan variance. For flight test on fixed wing airplane was built a small unit. The trajectory of the aircraft was built according to data from this unit. Comparison of the generated trajectory and path, built on the basis of the on-board GPS-receiver data give an estimate of the accuracy of construction.

**Моделирование внутрикамерных процессов и сопряженного теплообмена
в ЖРД малой тяги на топливе высококонцентрированная перекись
водорода и керосин**

Демин П.П., Боровик И.Н.
МАИ, г. Москва

В работе рассматривается результат моделирования процессов распыла и горения топлива в камере сгорания (КС) жидкостного ракетного двигателя малой тяги (ЖРДМТ) на компонентах топлива керосин и высококонцентрированная перекись водорода. На основе полученной температурной картины произведено сравнение двух возможных материалов стенки КС. Результаты моделирования позволили выбрать оптимальный расход на завесное охлаждение, обеспечивающий максимальный удельный импульс для выбранного материала стенки.

По результатам работы было выявлено явное преимущество композитного материала над традиционными материалами, а также путем моделирования были получены характеристики требуемой форсунки обеспечивающие максимальную эффективность.

**Modeling intrachamber processes and conjugate heat transfer in rocket engine
of small thrust, fuel-concentrated hydrogen peroxide and kerosene**

Demin P.P.
MAI, Moscow

This paper describes the result of simulation of the atomization and combustion of fuel in the combustion chamber (CC) of liquid rocket engine of small thrust (GNMT)

components of fuel kerosene and concentrated hydrogen peroxide. On the basis of the obtained thermal picture comparison of the two possible materials of the walls of the COP. The simulation results allowed us to choose the optimal consumption on Zavetnoe cooling for maximum specific impulse for the selected material of the wall.

The results revealed a clear advantage of composite over traditional materials, and by modeling were obtained the characteristics required by the injector for maximum efficiency.

Некоторые модели газодинамики для совершенствования технических характеристик импульсных энергетических систем

Беклемишев Н.Н., Дубравин Ю.А.
МАИ, г. Москва

Ниже, в качестве систем рассматриваются модельные артиллерийские и близкие им системы различных калибров. Тогда, заявленным целям отвечает внутренняя баллистика. Основными задачами ее являются: определение дульной скорости снаряда; представление информации для расчета НДС и теплового состояния элементов системы; импульса для расчета нагрузки на несущую конструкцию.

Коллективом, авторы в их числе, разработана программа решения ОЗВБ на основе нестационарной модели механики гетерогенной смеси, с учетом обмена массой, импульсом и энергией между компонентами, достаточно полно и точно решающая перечисленные задачи без введения эмпирических коэффициентов согласования. Точность прогноза обеспечена: целевым экспериментом с моделями пороховых зерен в различных стадиях процесса горения и качественным описанием ювенильных потоков с поверхности горящего пороха.

Модель «чувствительна» к расположению элементов порохового заряда. На примере модели выстрела танковой пушки высокоскоростным снарядом одно лишь изменение расположения элементов заряда, в сравнении со «штатным», привело к увеличению кинетической энергии снаряда на 9,4 %. Аналогичный результат получен для модификации модели снайперской винтовки. Впечатляющий результат увеличения вдвое дульной скорости пули снайперской винтовки США SOP за счет значительной доработки камерной части и заряда, воспроизведен на моделях подобного назначения.

Модификация газодинамической модели и программы, дополненные соотношениями, описывающими процесс затекания (истечения) газа в зазор между гильзой и камерой, совместно с уравнениями НДС и теплопроводности, позволили бы рассматривать задачи обторачивания и зацемяления гильзы в камере АО. Здесь существенным «know how» является приложение метода построения замкнутых систем уравнений на основе законов сохранения и 2-го начала термодинамики к описанию затекания (истечения) газа в деформируемый зазор между гильзой и камерой.

Названный метод позволил решить в аналитической форме ряд задач прикладной гидрогазодинамики внутренних течений, на несколько порядков сократив требования к ресурсам ВТ и, заметим, квалификации исполнителей, для численного решения задач нестационарной газодинамики с неизвестной границей. Подобные задачи возникают при истечении газа из канала через боковые отверстия со срывом струй. Созданный потенциал, вместе с опытом

решения задач о гидровыстреле и гидропушек, позволяет ставить и решать, располагая ограниченными ресурсами, задачи математического моделирования для других перспективных схем энергетических машин.

Some models of gas dynamics for the improvement of technical parameters pulsed power systems

Beklemishev N.N., Dubravin Yu.A.

MAI, Moscow

The artillery systems of different calibers and close to them are considered below as model systems for investigation. The interior ballistics meets the stated objectives. Its main tasks are: the definition of muzzle velocity of the projectile; providing information for calculation of stress-strained state and the thermal state of the barrel, a projectile, of the chamber, of the sleeve; impulse for calculation of acting stress on load bearing construction.

The team of authors developed a program of the main task of interior ballistics (MTIB) solutions based on non-stationary models of mechanics of heterogeneous blends, taking into account the exchange of mass, momentum and energy among components, adequately and accurately solves the above problems without introducing empirical matching coefficients. Forecast accuracy is provided: by target experiment with models of gunpowder grains in the various stages of the combustion process and qualitative description of juvenile flows from the surface of the burning gunpowder.

Model is "sensitive" to the location of elements of the gunpowder charge. At the example of the model of modern tank gun shot high-speed armor-piercing fin-stabilized sub-caliber shell (FSSCS), any change of the arrangement of the charge in comparison with the standard led to an increase in the kinetic energy of the shell of 9.4%. A similar result was obtained for the modification of the model of sniper rifle. The impressive result of doubling of the muzzle velocity of the sniper rifle USA *SOP* bullet due to significant improvements of cavity part of the charge, reproduced in models of similar purpose.

Modification of gas dynamics models and programs supplemented by the correlations describing the process of inflowing (egress) of the gas in the gap between the sleeve and the chamber, jointly with the equations of stress-strained state and thermal conductivity allow to consider the problem of obturation and sleeve infringement in the chamber of artillery tube (AT). Here essential «know how» is an application of the method of construction of the closed systems of equations on the basis of conservation laws and the 2nd law of thermodynamics to the description of inflowing (egress) of the gas in the distorted gap between the sleeve and the chamber.

This method allowed us to solve analytically a number of problems of applied fluid dynamics of inner flotation, allowed to reduce by several times the computing techniques (CT) resource requirements and the qualification of performers for the numerical solution of problems of unsteady gas dynamics with an unknown boundary. Similar problems arise in the gas egress from the channel through the side holes with the breakdown of the jets. Created capacity, along with the experience of solving problems of hydro-shot and hydro-guns allows us to formulate and solve the problem of mathematical modeling for the other promising schemes of power machines with limited resources.

Разработка базовых бесконтактных датчиков контроля системы управления космическими аппаратами

Гришин В.Е., Душелюбов А.И., Егорова М.В., Костиков Ю.А., Лебедева М.В.
МАИ, г. Москва

Передача флюксоновых и плазменных волн рассматривается на плоских многослойных джозефсоновских решетках (PSML). Эти нелинейные уединенные волны представлены в виде импульсов, которые могут распространяться без изменения формы и без потери или приобретения энергии. Волны устойчивы, они могут хранить информацию, а также двигаться в правильном направлении, что приводит к взаимодействию с электронными устройствами. Такие волны могут быть преобразованы в единый импульс-флюксонов. Одна единица флюксонов может быть преобразована в другие формы сигнала, который требуется для электронных систем.

Кроме того, движение и колебания флюксонов в джозефсоновских переходах сопровождается вынужденным излучением в диапазоне до 10 ТГц. Этот эффект позволяет использование PSML в генераторах и детекторах для широкого электромагнитного спектра. Сигнал, подаваемый на плёнку, превращается в напряжение, амплитуда которого зависит от номера слоя. Так что PSML могут быть использованы во многих технологических приложениях (астронавигация, новые высоко чувствительные системы контроля в авиа- космических разработках, биотехнологии и т.д.):

- генераторы и детекторы электромагнитного (ЭМ) излучения в широком диапазоне частот от субмиллиметрового диапазона волн до инфракрасной области волн. (Применение детекторов ЭМ излучения для контроля системы управления космическими аппаратами, где используются, как неохлаждаемые матрицы, так и охлаждаемые);

- ограничители тока, микролазеры инфракрасного излучения, антенны с электронным сканированием луча (с индивидуальным контролем фазовой диаграммы - для каждого слоя отдельно).

Новое явление когерентной фазы в слоистой структуре типа S-D (N)-S может быть реализовано в электромагнитных слоистых высокоскоростных переключателях, в стандартах напряжения и частоты и многих других устройствах, использующих нелинейные эффекты для плоских решеток джозефсоновского типа S-D (N)-S.

Non-contact basic sensors elaboration for spacecraft control system

Grishin V.E., Dusheliubov A.I., Egorova M.V., Kostikov Yu. A., Lebedeva M.V.
MAI, Moscow

The transmission of fluxon and plasmon waves is considered on Planar Superconducting Multilayer Lattice (PSML). These nonlinear solitary waves are presented as the pulses which can propagate without change of their shape and without the loss or acquisition of energy. The wave are resistant and can store information, as well as move in the right direction, that leads to the interaction with electronic devices. Such waves can be transformed into a single pulse-fluxons. One unit of fluxons can be transformed into the other kinds of signal which is required for the electronic systems.

In addition, the movement and vibrations of fluxons in Josephson junctions is accompanied by stimulated emission in the range up to 10 THz. This effect allows us to use PSML in the generators and detectors for the wide electromagnetic spectrum.

The signal applied onto the film, turns into a voltage, whose amplitude depends on the number of a layer. So, PSML can be used in many technological applications such as astronavigation, the new highly sensitive control systems in aircraft technology, space research and development as well as biotechnology, etc. For example:

- generators and detectors of electromagnetic radiation with a wide range of frequency from sub millimeter to far infrared range of waves length are being used. E.M. radiation detectors are used in control system of spacecraft, where uncooled as well as cooled matrix are used.
- current limiters, infrared (IR) micro lasers, as well as antennas with electronically steerable (with individual controlled the phase diagram for each layer separately).

The new phenomenon of coherent phase in the layered structure of the type S-D (N)-S, can be implemented in electromagnetic layered high-speed switches, as well as in standards of voltage, frequency, and many other devices which use the nonlinear effects for the plane of arrays of Josephson type S-D(N)-S.

Использование рецепторных геометрических моделей для обеспечения зон обслуживания проектируемой техники

Е Вин Тун, Маркин Л.В.

МАИ, г. Москва

При проектировании, изготовлении и обслуживании авиационной и космической техники, отличающейся высокой плотностью компоновки, является актуальной задачей обеспечение зон обслуживания размещаемого оборудования. Оно необходимо не только для того, чтобы обеспечить нормальные условия монтажа-демонтажа и обслуживания размещенной техники, но и ее нормального функционирования.

До недавнего прошлого решение этой задачи осуществлялось натурным моделированием, при котором создавался физический макет проектируемого изделия, после чего группа специалистов решала, насколько удачной оказалось компоновка оборудования. При очевидной наглядности этого метода его использование связано с большими затратами времени и материальных ресурсов на физическое моделирование. Поэтому актуальной задачей является компьютерное моделирование процесса обслуживания размещенного оборудования в технических отсеках летательных аппаратов.

Так задача размещения оборудования является классической геометрической задачей, инструментом исследования являются геометрические модели. В процессе исследования нам необходимо смоделировать как уже размещенные объекты, так и необходимое для их обслуживания инструменты и их рабочие траектории. Для решения поставленной задачи мы будем использовать рецепторную модель, к преимуществам которой относится поразительно простое определение условие взаимного пересечения объектов, описанных такими моделями. В нашем исследовании создается рецепторная геометрическая модель не только монтажного оборудования, но и всей траектории его

перемещения в рабочую точку и рабочих движений этого оборудования в процессе монтажа-демонтажа.

Таким образом, вся траектория перемещения и рабочего пространства монтажного инструмента рассматривается в нашем исследовании как компоновемый объект, который необходимо рационально разместить среди уже размещенного оборудования летательного аппарата. Невозможность такого размещения автоматически означает принципиальную невозможность осуществления нормального использования этого монтажного оборудования в рабочей зоне.

Существенной сложностью использования рецепторных моделей для обеспечения зон обслуживания является неоднозначность возможных решений. Это связано со сложностью формированием эвристик, формирующих возможные траектории доставки инструмента в зону их использования. Решение этих вопросов является основным направлением продолжения исследований.

Using of the receptor geometric models application for service areas designed technology

Markin L. V., Ye Win Tun
MAI, Moscow

In the design, manufacturing and servicing for aviation and space technology, characterized by high-density layout, is a real problem to ensure the services areas of the equipment dimensions. It is necessary not only to ensure normal conditions of mounting and dismantling services and hosted technology, but also its normal functioning.

Until recently, this task was carried out full-scale simulation of the created physical layout designed product, after which the group of experts decides how successful was the equipment layout. With the apparent visibility of this method is its using due to the large amount of time and material resources on the physical modeling. Therefore, an urgent task is a computer simulation of the hosted equipment in technical compartments of aircraft.

So the task of placing the equipment is a classical geometrical problem, a research tool are geometric models. During the study, we need to be modeled as objects already placed, and the necessary tools for maintenance and their working path. To solve this problem, we will use the model of the receptor to which the advantages include strikingly simple definition of the condition of mutual intersection of objects, described by such models. In our study, the geometric model of the receptor is created not only the mounting hardware, but also the whole trajectory of its movement in the operating point and the labor movements of the equipment during installation and dismantling.

Thus, the entire path movement and assembly tool workspace viewed in our study as a linkable object to efficiently place among the already deployed equipment of the aircraft. The impossibility of such a placement is automatically meant that the impossibility of normal use of the installation of equipment in the work area.

The essential difficulty of using receptor models for service areas is the ambiguity of the possible solutions. This is due to the complexity of forming heuristics possible trajectory shaping tool delivery zone in use. Addressing these issues is the focus of further research.

Методы «роевого» интеллекта в задачах оптимизации параметров технических систем

Евдокимова М.Д.

МАИ, г. Москва

Важным этапом процесса решения задач проектирования ракетно-космических и авиационных конструкций является осуществление расчетов по оптимизации ключевых характеристик. На практике математические модели представляют собой нелинейные функции с большим числом переменных и сложным рельефом поверхностей уровня. Поэтому применение классических методов поиска экстремума неэффективно. Возникает необходимость создания таких методов оптимизации, которые позволяют находить решение, близкое к оптимальному, за приемлемое время с наименьшими затратами вычислительных ресурсов. К таким методам относятся методы «роевого интеллекта».

Метод, имитирующий спиральную динамику (Spiral Dynamics Algorithm), основан на том, что каждая частица является возможным решением оптимизационной задачи и задает начало спирали, из которого затем начнется движение к ее центру. Причем чем меньше значение целевой функции, тем ближе частица к центру спирали.

Метод, имитирующий поиск группой людей (Human group optimization), моделирует поиск группой людей, использующих память, опыт, принятие решений в условиях неопределенности, взаимодействие друг с другом. Направление поиска определяется эгоистическим поведением, альтруистическим поведением и профессиональным поведением.

Метод стохастической диффузии (Stochastic Diffusion Search) является мультиагентным. Процедура использует прямую связь между агентами, обеспечивающую поведение всей совокупности опытов, характеризуемое как «роевой интеллект». Она включает две фазы. На первой фазе (фазе тестирования) каждый агент проверяет потенциальное решение проблемы, на второй фазе (фазе диффузии) агенты обмениваются информацией друг с другом.

Рассматриваемые алгоритмы поиска условного глобального экстремума применимы к задачам оптимизации параметров различных технических систем. В работе рассматриваются четыре прикладные задачи, связанные с инженерной деятельностью: задача определения параметров сварной балки, параметров сосуда высокого давления, параметров редуктора, а также параметров натяжной/компрессионной пружины. Целью каждой задачи является минимизация стоимости или веса конструкции.

Применение методов «роевого интеллекта» к данным задачам становится возможным только после применения метода внешних штрафов, при этом задачи сводятся к задаче оптимизации вспомогательной функции при условии правильного подбора весовых коэффициентов. Приведены численные результаты решения задач оптимизации рассмотренных технических систем с помощью трех описанных методов «роевого интеллекта», свидетельствующие об их эффективности.

Methods of “swarm” intelligence in the tasks of optimization of parameters of technical systems

Evdokimova M.D.

An important step in the process of solving problems of designing of space-rocket and aircraft structures is the implementation of calculations for optimization of key characteristics. In practice, mathematical models are nonlinear functions with large number of variables and the difficult terrain of level surfaces. Therefore, the application of classical methods of extremum search is inefficient. There is a need for the creation of such optimization techniques, which allow us to find a solution close to optimal in a reasonable time with the least expenditure of computational resources. This includes methods of “swarm intelligence”.

The method simulates spiral dynamics (Spiral Dynamics Algorithm), based on the fact that each particle is a possible solution of the optimization problem and defines the beginning of the spiral, which then will move to its center. And the smaller the value of the objective function, the closer the particle to the center of the spiral.

Method that simulates the search for a group of people (Human group optimization), models the search with a group of people using memory, experience, decision-making under uncertainty, the interaction with each other. The search direction is determined by selfish behavior, altruistic behavior, and professional behavior.

The method of stochastic diffusion (Stochastic Diffusion Search) is a multi-agent. The procedure uses a direct connection between the agents to ensure the behavior of the totality of the experiences characterized as “swarm intelligence”. It includes two phases. In the first phase (test phase), each agent checks potential solution to the problem, the second phase (phase diffusion) agents exchange information with each other.

The considered algorithms of search of a conditional global extremum is applicable to problems of parameter optimization of various technical systems. The paper discusses four application tasks related to the engineering industry: the problem of determining the parameters of the beam, parameters of the pressure vessel, the parameters of the reducer, as well as the parameters of a tension/compression spring. The purpose of each task is minimizing the cost or weight of the structure.

Application of methods of “swarm intelligence” to the task becomes possible only after application of the method of external penalties, the problem can be reduced to the problem of optimization of auxiliary functions by proper selection of weighting coefficients. The numerical results of the optimization of technical systems using the three methods described “swarm intelligence”, testifying to their effectiveness.

Разработка унифицированных интерфейсов сопровождения процессов в системе проектно-операционного управления

Ермохин Е.А., Цырклов Г.А.
МАИ, г. Москва

Методология проектно-операционного управления (ПОУ) предполагает сопровождение «сквозных» процессов на всех этапах жизненного цикла (ЖЦ) изделия. При этом применение процедур PLM и ERP комплексов теряет строгую функциональную последовательность, возникает визуальный эффект «хаотичного чередования» методов управления. Естественным образом возникает необходимость унификации методов и процедур (интерфейсов)

управления «сквозными» процессами. Новые интерфейсы должны впитать лучшие практики работы по управлению процессами из проектно-конструкторской, производственно-технологической и логистической деятельности, что позволит повысить эффективность работы предприятия в целом. В дополнение к базовым процессам построения плана, система ПОУ реализует задачи управления, требующие учета специфики функционала этапа ЖЦ (сценариев использования): распределение работ; запуск заданий на исполнение; завершение заданий и работ; мониторинг процессов.

Распределение работ. На уровне модели данных задания для конструкторов, снабженцев и технологов инварианты (одинаковы по структуре). Однако на уровне бизнес-логики эти задачи, очевидно, требуют различных пользовательских интерфейсов, порой значительно различающихся. Анализ сценариев их работы позволяет настроить графический интерфейс и формы документации со спецификой их работы: в отчет попадают только необходимые атрибуты: трудоемкость и количество для производственных работ, стоимость для закупочных работ и т.д. Определены три базовых сценария: по структуре продукта; по функциональным признакам; массовое назначение.

Запуск заданий на исполнение осуществляется, по возможности в автоматическом режиме, с учетом состояния потока работ.

Завершение заданий и работ. В зависимости от функции процесса и типа подразделения (проектное, производственное или логистическое) задание может быть закрыто по-разному: полностью или частично.

Мониторинг процессов. Базовыми способами представления состояния проектно-производственных процессов являются цикловые графики (аналог диаграммы Ганта) и диаграммы загрузки ресурсов. Различные сценарии использования предполагают разный уровень детализации, порядка и режима, меняющего наполнение «смыслового слоя» графика. К примеру, руководство (предприятия, подразделения, ...) для контроля процесса выполнения использует режим «по выполнению работ», отображающий сравнение плана и текущего состояния проекта, технолог в своей работе использует режим сортировки заданий по маршрутам изготовления изделия.

The development of standardized interface of process monitoring in a project and operational management system

Yermokhin Ye.A., Tsyrvkov G.A.
MAI, Moscow

Methodology of project and operational management involves ‘cross-cutting’ processes support at all stages of a product lifecycle. At the same time, the use of PLM and ERP systems’ procedures loses its strict functional sequence, the visual effect of ‘chaotic sequence’ of management methods occurs. Naturally, the requirement of methods and procedures (interfaces) unification arises for a cross-cutting processes management. New interfaces must absorb the best work practices of processes management from design-engineering, industrial-technological and logistic activities, that will improve work efficiency of an enterprise in general. In addition to a plan designing basic processes, a project and an operational management system implements management tasks, that require consideration of lifecycle stage functional

specificity (usage scenarios): work distribution; launch of assignments execution; completion of assignments and activities; processes monitoring.

Work distribution. At the level of the data model, assignments for designers, suppliers and technologists are invariant (identical in structure). However, at the business logic level, these assignments evidently require special user interfaces, sometimes significantly different. Scenarios analysis of their work allows to set a graphical interface and reporting forms according to specifics of their work: a report includes only necessary attributes: the complexity and quantity for production works, the cost for procurement works, etc. There are three baseline scenarios were identified: according to a product structure; functional characteristics; mass assignment.

Launch of assignments execution is performed automatically, if possible, considering workflow status.

Completion of assignments and activities. Depending on a process function and a department type (design, production or logistics), an assignments can be completed differently: fully or partially.

Processes monitoring. The basic ways of representing a status of project and production processes are cyclic graphs (Gantt chart analogue) and resource utilization charts. Different usage scenarios require different levels of detalization, order and mode, that changes the content of a graph's 'semantic layer'. For example, a management (of an enterprise, a department...) uses 'work execution' mode, that displays a comparison of plan and current project status to control an execution process, a technologist uses 'job sorting mode' according to product manufacturing routes.

L-shaped метод для поиска гарантирующего решения в двухэтапных задачах квантильной оптимизации

Женевская И.Д., Наумов А.В.
МАИ, г. Москва

Целью данной работы являлось создание метода, позволяющего сводить решение двухэтапной задачи квантильной оптимизации с линейной функцией потерь и дискретным распределением вектора случайных факторов, к последовательному решению задач малой размерности, основанном на L-shaped методе [1]. Применение предлагаемого метода целесообразно, когда исходная двухэтапная задача имеет большую размерность, например, в случае использования сценарного подхода, суть которого заключается в том, что выделяются несколько возможных вариантов реализации случайных факторов, вероятности которых оцениваются экспертным путем. При этом вектор случайных факторов будет иметь дискретное распределение.

В настоящей работе приводится обоснование метода сведения исходной задачи к задаче линейного программирования и разработан алгоритм ее решения. Алгоритм основан на использовании теории двойственности линейного программирования, позволяющей последовательно аппроксимировать критериальную функцию потерь второго этапа, что позволяет получить гарантирующее решение исходной задачи. Под гарантирующим решением понимается любое допустимое решение задачи, на котором достигается качественная верхняя оценка минимального значения целевой

функции квантили. Проведена оценка сложности полученного алгоритма и доказана сходимость к решению исходной задачи за конечное число шагов.

Результаты, полученные на тестовом примере, подтверждают актуальность предложенного метода.

1. R. Van Slyke., R.J. Wets. L-shaped linear program with application to optimal control and stochastic linear programming // SIAM Journal and Applied Mathematics 17, 638-663, 1969.

L-shaped method of finding a guaranteeing solution in two-stage programs of quantile optimization

Zhenevskaya I.D., Naumov A.V.

MAI, Moscow

The goal of this work was creating a method that would reduce the solution of a two-stage quantile optimization program with a linear loss function and discrete distribution of a vector of random factors, to the successive solution of small dimension problems, based on the L-shaped method [1]. Application of the proposed method is appropriate when the original two-stage program is of great dimension, for example in case of using the scenario approach, the point of which is that there are several possible options for the implementation of random factors, the probabilities of which are estimated in the expert way. The vector of random factors will have a discrete distribution.

In this paper the justification of the method for reducing the original problem to a linear programming problem is given, and an algorithm to solve it is developed. The algorithm is based on using the duality theory of linear programming, which allows to consistently approximate a criterion function of the second phase losses that provides a guaranteeing solution of the original problem. The «guaranteeing solution» implies any valid solution to the program, by which a high-quality upper estimate of the minimum value of the objective quantile function is achieved. The estimation of the complexity of the resulting algorithm was held, and the convergence to the solution of the original problem in a finite number of steps was proved.

The results obtained in the test example confirm the relevance of the proposed method.

1. R. Van Slyke., R.J. Wets. L-shaped linear program with application to optimal control and stochastic linear programming // SIAM Journal and Applied Mathematics 17, 638-663, 1969.

Управление структурой многоканальной марковской системы массового обслуживания с ожиданием

Зайцева Е.П.

МАИ, г. Москва

При исследовании систем массового обслуживания важное место занимают проблемы оптимизации, в частности, оптимизации структуры системы. Управление структурой системы можно рассматривать как динамическое изменение числа задействованных каналов обслуживания и числа мест для ожидания.

Целью данной работы является разработка алгоритма построения оптимальной стратегии управления очередью (числом задействованных каналов) в марковской системе массового обслуживания. В рассматриваемой модели реализуется динамическое изменение числа работающих каналов обслуживания.

Поставленная задача управления является задачей управления полумарковским процессом с конечным множеством состояний [1], поэтому оптимальная стратегия определяется в классе вырожденных стратегий. Для управляемого полумарковского процесса, описывающего эволюцию исследуемой системы, получены характеристики: полумарковское ядро, характеристики вложенной цепи Маркова (матрица переходных вероятностей и стационарные вероятности состояний), характеристики дохода (математическое ожидание накопленного эффекта) и определено выражение для целевого функционала.

Таким образом, задача сводится к определению детерминированной стратегии управления, обеспечивающей максимальное значение целевого функционала.

В работе сформулированы требования к исходным данным и алгоритм, позволяющий при фиксированной детерминированной стратегии вычислить значение аддитивного функционала накопления, который зависит от количества обслуженных требований, количества потерянных требований, времени работы и простоя обслуживающих приборов. Варьируя детерминированные стратегии, можно определить максимум целевого функционала и оптимальную детерминированную стратегию, на которой он достигается.

Литература

1. Вопросы математической теории надежности / Барзилович Е.Ю., Беляев Ю.К., Капганов В.А. и др.: Под ред. Гнеденко Б.В. – М.: Радио и связь, 1983-376с.

Control of the structure of a multi-channel Markov queuing system with waiting Zaitseva E.P. MAI, Moscow

In the study of queuing systems, optimization problems occupy an important place, the optimization of the system structure in particular. Control of the system structure can be considered as a dynamic change of the number of service channels involved and the number of places for waiting.

The aim of this work is to develop an algorithm for constructing an optimal queue control strategy (the number of channels involved) in the Markov queuing system. In this model, the dynamical change of the number of working service channels is implemented.

The considered problem is a semi-Markov process control problem with a finite set of states [1], so the optimal strategy can be found in the class of degenerate strategies. For the controlled semi-Markov process describing the evolution of the system, the following characteristics are obtained: the semi-Markov kernel, the characteristics of embedded Markov chain (the matrix of transition probability and the stationary

probabilities of states), income characteristics (expectation of the cumulative effect), and the expression for the objective function is determined.

Thus, the problem is reduced to the search of a deterministic control strategy that ensures the maximum value of the objective function.

In this paper, the requirements to initial data are stated; an algorithm to compute the value of the additive accumulation functional with the fixed deterministic strategy is suggested. The functional depends on the number of servicing requirements, the number of lost demands, work time, and downtime of servers. Varying deterministic strategy, we can determine the maximum of the objective function and the optimal deterministic strategy, on which it is achieved.

Literature

1. Questions of mathematical theory of reliability / Barzilovich EY, JK Belyaev, VA Chestnut et al.: Ed. BV Gnedenko - M.: Radio and Communications, 1983- 376p (in Russian).

Использование предметно-специфичных языков в аэрокосмической отрасли

Кейно П.П.

МАИ, г. Москва

Главной особенностью предметно-специфичных языков (англ. DSL, Domain-Specific Language) программирования является ориентированность на решение узкоспециализированных задач в рамках своей предметной области. Характерным преимуществом подобного подхода является увеличение скорости разработки, пусть и в ущерб универсальности языка. Проникновение DSL не обошло и аэрокосмическую отрасль. Стоит оговориться, что хотя жизненный цикл программного обеспечения (в т.ч. и языков программирования) в целом весьма невелик, в отрасли авиа- и ракетостроения технологии программирования имеют весьма солидный возраст по сравнению с программными комплексами гражданского уровня.

Одним из таких языков в отечественной аэрокосмической индустрии является язык ДРАКОН, основанный на принципах визуального моделирования и в качестве основных сущностей использующий собственные элементы, похожие на элементы блок-схем. Данный язык был ориентирован на разработку инструментальных средств ракет-носителей и разгонных блоков космических аппаратов. В частности, язык применялся для управления бортовыми системами корабля «Буран». Также язык использовался в таких проектах, как «Фрегат», в ракетах-носителях «Протон-М», «Ангара». У языка существует большое количество трансляторов, способных перевести дракон-схему в исходный код на языках C, C#, Java, Python и др.

В зарубежной отрасли DSL используются более широко. Так, для тестирования авиационного оборудования используется язык ATLAS (англ. Abbreviated Test Language for All Systems, сокращённый тестовый язык для всех систем). Данный язык применялся для тестирования авиационных компонентов таких истребителей, как F-15 Eagle, F-16 Fighting Falcon, а также военно-транспортных самолётов. Транслятор языка переводит исходный код ATLAS в низкоуровневые инструкции.

Другим языком, используемым в отрасли, является язык HAL/S (англ. High-order Assembly Language/Shuttle, язык ассемблера высокого уровня/шаттл). Главной его особенностью является применение в системах реального времени, что подразумевает повышенный уровень надёжности и эффективности. Язык хорошо зарекомендовал себя в американской программе космических шаттлов при участии НАСА. В язык встроены базовый функционал для работы с векторными и матричными вычислениями.

Тема разработки DSL для аэрокосмической отрасли является актуальной задачей, поскольку такие языки позволяют сместить акцент от решения рутинных задач к решению основных. Это обстоятельство позволит сократить время на разработку и, как следствие, трудозатраты.

Using domain-specific languages in the aerospace industry

Keyno P.P.

MAI, Moscow

The main feature of domain-specific languages (DSL) is orientation on resolution of highly specialized tasks within their specific domain. The benefit of this approach in acceleration of the development process although it leads to decrease the flexibility. The aerospace industry has implemented DSLs too. Aerospace software (including programming languages) has a longer lifecycle in comparison with civil software. Most software in aerospace engineering is much older than any desktop products.

One of such languages in Russian aerospace industry is DRAKON (Russian: ДРАКОН) language. This DSL based on visual programming and uses specific diagrams to represent programming logic. The diagrams are similar to the classic flowcharts. Initially the language has been focused on the development of applied tools for carrier rockets and boosters. In particular, the DSL has used to control the onboard system in "Buran" project. The language also used in such projects as "Frigate", "Proton-M" and "Angara". The DSL has many translators, so the source file (DRAKON-flowchart) can be easily converted to source code on C, C#, Java, Python and other general-purpose programming languages.

The DSL usage in foreign sector is wider. Thus there is ATLAS (Abbreviated Test Language for All Systems) language that used for avionics testing and involved in development process of military fighters such as F-15 Eagle, F-16 Fighting Falcon and transport aircrafts. The source code in ATLAS can be translated to the low-level instructions.

Other language for aerospace industry is HAL/S (High-order Assembly Language/Shuttle). The DSL applied in real-time computing and characterized by reliability and effectiveness. Language is well established in the US space shuttle program with the participation of NASA. The language has a basic functionality of vector and matrix computing.

The development of new DSL for aerospace industry is important subject because this allows to shift the priorities in development process from routine tasks to the major goal. This will lead to a reduction of the development time and labor costs as a consequence.

Использование межплатформенной связки программных комплексов для автоматизации процесса проектирования

В настоящей работе рассматриваются возможности применения межпрограммной связки вычислительного пакета Matlab и комплекса инженерного анализа Ansys для решения задач автоматизированного проектирования элементов авиационных конструкций.

Межпрограммная связка является совокупностью четырех компонентов:

- основная оптимизационная программа `opt.m`, написанная на языке программирования Matlab;
- командная подпрограмма `python.py`, написанная на языке программирования Python;
- проект Ansys Workbench `balka`, использующий параметризованную модель балки прямоугольного сечения с параметрами H (высота сечения) и B (ширина сечения);
- книга Microsoft Excel `par.xlsx`, выполняющая роль буфера для обмена данными между Matlab и Ansys Workbench.

Для проверки работоспособности межпрограммной связки решена демонстрационная задача выбора рационального сочетания геометрических параметров поперечного сечения консольной балки длиной L , нагруженной изгибом от поперечной силы. Целевой функцией выбрана масса балки m . Проектными переменными выступают высота H и ширина B поперечного сечения балки. Задача оптимизации сводится к подбору таких значений H и B , которые обращают целевую функцию m в минимум, удовлетворяя ограничениям, отражающим условия прочности и устойчивости.

Рассмотрены варианты решения задачи с использованием как аналитических выражений, так и численных конечно-элементных моделей, для расчёта значений целевой функции и функций ограничений.

Осуществлено сопоставление результатов решения задачи на основе аналитических и численных математических моделей.

Благодарность. Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта № 16-31-00365 мол_а.

Usage of cross-platform bundle of software systems for the automation of the design process

Klimov E.A., Lukyanov O.E.
Samara University, Samara

In this paper we consider the possibility of using cross-program bundle of Matlab computing package and Ansys complex of engineering analysis for solving computer-aided design of aircraft structural elements.

Cross-program bundle is a collection of four components:

- Main optimization program `opt.m` written in the Matlab programming language;
- Command subroutine `python.py`, written in the Python programming language;
- Project Ansys Workbench `balka`, using parameterized model of the rectangular beam with parameters H (sectional height), and B (sectional width);

- Microsoft Excel par.xlsx book, performing the role of a buffer for data exchange between Matlab and Ansys Workbench.

To check the operability of cross-program bundle, demo problem was solved on choosing a rational combination of geometric parameters of the cross section of cantilever beam of length L , bending loaded by transverse forces. The beam mass m was selected as objective function. Design variables are the height H and the width B of the cross section of the beam. The optimization problem is reduced to the selection of the values of H and B , which turn the objective function m at a minimum, meeting the restrictions that reflect the conditions of strength and stability.

The variants of solving the problem were considered by using both analytical expressions and numerical finite element models for the calculation of the objective function and constraint functions.

A collation of the results of the solution of the problem was made, based on the analytical and numerical mathematical models.

Acknowledgements. The reported study was funded by RFBR according to the research project No. 16-31-00365 mol_a.

О разработке технологического оборудования для технологии послойного лазерного сплавления

Комраков А.В., Лебёдкин И.Ф., Третьякова О.Н.
МАИ, г. Москва, ЗАО НИИ ЭСТО, г. Москва

Разработка новых наукоемких лазерных технологий и технологического оборудования для их реализации требует совместного решения сложных и взаимосвязанных физико-математических задач.

Технология прямого лазерного сплавления DLM (direct laser melting) или прямое лазерное сплавление, где сплавляется, струя порошка, позволяет получить изделие произвольного профиля с некоторой точностью. Однако скорости этого процесса довольно высоки. Технология послойного лазерного сплавления SLM (selective laser melting) – относительно новая технология изготовления деталей. В настоящее время она находит все большее применение в промышленности, поскольку технология SLM позволяет увеличить точность на порядок по сравнению с технологией DLM. Хотя уменьшается скорость до примерно 1 см в час.

Создание нового промышленного лазерного технологического оборудования для реализации технологии SLM является актуальной задачей. Неотъемлемой составной частью установки является система управления, необходимая для контроля и регулирования параметров технологического процесса.

Технология SLM заключается в послойном сплавлении детали из металлического (пластикового, керамического) порошка. Для получения заданных физико-химических свойств деталей технология лазерного послойного сплавления требует адаптивного контроля параметров технологического процесса. Необходимость адаптивного управления связана с различными геометрическими формами получаемых изделий. Как следствие варьирующихся геометрических форм деталей имеется неравномерное распределение поля температур. От которого, в свою очередь, зависят физико-химические свойства получаемых материалов. В связи с этим в процессе

разработки необходимо решать задачу о распределении температур в детали сложной конфигурации в условиях переноса тепла одновременно теплопроводностью, излучением и конвекцией. При наличии обратной связи существует возможность поддерживать оптимальное поле температур на детали любой конфигурации, т.е. осуществить выбор технологических режимов в зависимости от мощности, диаметра пучка лазерного излучения и скорости его движения.

About machine tools developing for the selective laser melting technology

Komrakov A.V., Lebedkin I.F., Tretiyakova O.N.

MAI, ZAO NII ESTO, Moscow

The complex physical problems solving is required for developing of the new laser technologies and the suitable machine tools.

For present moment there are two main additive technologies. It's direct laser melting (DLM) and selective laser melting (SLM). DLM technology allows getting a product with a free form with the enough high speed of the process. But SLM technology gets a greater precision in comparison with DLM. But speed of process equals 1 cm/h.

Creation of new manufacture laser tools for SLM process is an actual task. A control system is inseparable part of the equipment. The control system has to have ability for monitoring and regulation of the process parameters.

SLM technology is layer-by-layer melting of product from the metal powder. Adaptive control of process parameters is required for getting physical and chemistry properties. Often parts, makes SLM process with, has complicated geometry forms. Because temperature fields at process time is irregular. The physical and chemistry properties at some area of the part are depends from temperature at this area. In this connection developing of technology should be consist solving problem of uniform temperature in the complicated form part. At that heat transfer is carried by heat conduction, radiation and convection simultaneously. In the presence of feedback it is possible to keep of the optimal temperature field at the free form part. I.e. to realize a choice of the process parameters with depending on the power, the laser light beam diameter and its speed velocity.

Моделирование одномерного стационарного неравновесного течения в двигателе с детонационной волной

Гидаспов В.Ю., Кононов Д.С., Северина Н.С.

МАИ, г. Москва

Важным этапом при создании двигателей является численное моделирование химико-физических процессов, протекающих в канале сопла. В настоящей работе рассчитываются термодинамические макро и микропараметры сверхзвукового потока, проходящего через канал, имеющий форму сопла Лавалья. При этом в канале на пути потока встречается ударная волна (вопросы, связанные с причиной возникновения данного явления, не рассмотрены). Так же не учитываются эффекты теплопроводности, вязкости и диффузии. Исследуемый поток состоит из водорода, кислорода и азота в соотношении 1: 0.5: 9. В качестве начальных данных заданы начальная скорость потока,

начальная температура потока, начальное давление, форма исследуемого контура. Координата постановки ударной волны в контуре варьируется в различных численных экспериментах.

Для описания химико-физических процессов используется математическая модель из [2]. Из данного источника так же взята и ее двухточечная разностная аппроксимация.

Уравнения химической кинетики в расчетах решались с помощью метода У. Г. Пирумова из [3].

Уравнение скорости потока для данной задачи взято из [2]. В зависимости от местонахождения ударной волны в контуре, переход потока через которую осуществляется согласно соотношениям Ренкина-Гюгонно, задача может не иметь решения в стационарной постановке, когда скорость потока в контуре равна скорости звука, а правая часть уравнения отлична от нуля, иметь решение, когда число Маха отлично от единицы и правая часть уравнения отлична от нуля и иметь решение, когда обе части уравнения обращаются в ноль. Последняя ситуация представляет наибольший интерес для численного исследования. Она требует особым образом подобрать координату постановки ударной волны, нахождение которой требует многократных повторных расчетов («пристрелка»). «Пристрелка» для подбора координаты требует реализации отдельного алгоритма, представленного в [2].

1. Элементарные модели и вычислительные алгоритмы физической газовой динамики. Термодинамика и химическая кинетика / Гидаспов В. Ю., Северина Н. С. – М.: Факториал, 2014. – 84 с.

2. Элементарные модели и вычислительные алгоритмы физической газовой динамики. Одномерные нестационарные течения / Гидаспов В. Ю., Северина Н. С. – М.: Факториал, 2015. – 84 с.

Simulation of one-dimensional steady-state nonequilibrium flow in the engine with detonation wave

Gidasпов V. Yu., Kononov D. S., Severina N. S.
MAI, Moscow

An important step in the establishment of the engines is the numerical simulation of chemical and physical processes taking place in the channel of the nozzle. In this paper we calculated thermodynamic macro and microscopic parameters of supersonic flow through the channel-shaped Laval nozzle. At the same time in the channel in the flow path meets the shock wave (issues related to the cause of this phenomenon is not considered). The same effects are not captured thermal conductivity, viscosity and diffusion. The test consists of a stream of hydrogen, oxygen and nitrogen in a ratio of 1: 0.5: 9. As the initial data set the initial flow rate, the initial flow temperature, the initial pressure, the shape of the test circuit. Coordinate setting shock wave in the loop varies various numerical experiments.

To describe the chemical and physical processes used a mathematical model from [1]. As it is taken and the two-point difference approximation from this source. Chemical Kinetics Equation calculations were solved using the method of U. G. Pirumov [2].

Flow rate equation for this task is taken from [1]. Depending on the shock location in the circuit, switching the flow through which is carried out according to the

relations of the Rankine-Hugoniot conditions, the task cannot have a solution in a stationary setting, when the flow rate in the loop is equal to the speed of sound, and the right side of the equation is different from zero, have a solution when Mach number is different from the unit and the right-hand side of the equation is different from zero and have a solution, when both parts of the equation vanish. The latter situation is of greatest interest to the numerical studies. It requires a special way to choose the coordinate of the shock wave formulation, a finding which requires multiple recalculations (“ranging”). “Ranging” for the selection of coordinates requires the implementation of a single algorithm presented in [1].

1. Basic models and computational algorithms of physical gas dynamics. Thermodynamics and chemical kinetics / Gidasov V. Yu., Severina N. S. - M.: Factorial, 2014. - 84 p.

2. Basic models and computational algorithms of physical gas dynamics. One-dimensional unsteady flow / Gidasov V. Yu., Severina N. S. - M.: Factorial, 2015. - 84 p.

Моделирование дронов и их реализации в новейших агротехнологиях

Башилов А.М., Королев В.А., Кормова Д.В.

МАИ, г. Москва

Современная концепция создания агроботов рассматривает беспилотные летающие аппараты (БПЛА), как функционально самостоятельные, самодостаточные и технологически независимые устройства. Эти устройства в реализациях агротехнологий могут являться элементами информационно-коммуникационных систем, исполнительными рабочими машинами при решении конкретных задач: создание и корректировка электронных карт полей, оценка объемов и контроль выполнение работ; ведение оперативного мониторинга состояния посевов; определение индекса NDVI (нормализованный вегетационный индекс); оценка всхожести и прогнозирование урожайности сельхозкультур; проверка качества вспашки; ведение экологического мониторинга сельскохозяйственных земель и т.п. Достоинствами систем с БПЛА: гибкость (возможность создания различных устройств на основе унификации технических решений и программах исполнений для решения различных задач), доступность работы с различными устройствами (UART, SPI, CAN, Ethernet), отсутствие негативных влияний на почву, окружающую среду, объект аграрного производства, минимизация потребления энергии и др.

Наиболее рационально применение БПЛА в системах реализации био-эко-техно-интеллектуально насыщенных агротехнологий, в частности, при одновременном параллельном и взаимосвязанном выполнении полного комплекса технологических операций по производству продукции растениеводства в приоритетных зонах земельного угодья. БПЛА выполняют малоэнергоёмкие операции по сопровождению и стимуляции развития агрокультуры на всех стадиях ее вегетации, в частности, локальную обработку участков, заражённых вредителями и болезнями, стимуляцию депрессивных зон развития сельскохозяйственных культур и т.п.

Специфика агропроизводства накладывает специальные требования к параметрам и режимам работы БПЛА, возникает необходимость разработки или уточнения математических моделей элементов технологических комплексов, в

составе которых в составе которых функционируют БПЛА.

Modeling of drones and their realization in the modern agricultural technologies

Bashilov A.M., Korolev V.A., Kormova D.V.
MAI, Moscow

The modern concept of agricultural robots examines the unmanned air vehicle (UAV) as a functionally independent, self-sufficient and independent of the device. These devices are cushioned implementations can be part of the information and communication technology executive working machines with specific tasks: creating and updating of electronic maps of fields, assessing the scope and control of execution of works; maintenance of operational monitoring crop conditions; the index definition NDVI (normalized vegetation index); evaluation of germination and predicting crop yields; quality control of ploughing; conducting environmental monitoring of agricultural land etc. Significant advantages of UAV systems are: flexibility (ability to create different devices based on the standardization of technical decisions and programs of performances for various tasks), availability of work with different devices (UART, SPI, CAN, Ethernet), the absence of negative effects on the soil surrounding the Wednesday, the object of agrarian production, minimizing energy consumption etc.

The most rational use of UAV systems implement bio-eco-tech-intellectually rich agricultural technologies, in particular, while parallel and interrelated implementation of the full range of manufacturing operations for the production of crop products in the priority areas of the land. UAVS perform low power operation in support and stimulation of development of agriculture in all stages of its vegetation, in particular, local processing sites infected pests and diseases, promoting depressed crop development zones, etc.

The specificity of agriculture imposes special requirements to the parameters and modes UAV, there is need to develop or clarify the mathematical models of technological complexes, elements of which are operational UAV.

Об алгоритмах измерения характеристик загрязняющих частиц в жидкостях методом спекл-интерферометрии

Костиков Ю.А., Павлов В.Ю.
МАИ, г. Москва

Появление малых металлических или неметаллических частиц в технологических жидкостях (масле, топливе, гидравлике и т.д.), как правило, свидетельствует об износе или повреждении насосов, подшипников, клапанов и других устройств, изменении химического или фазового состава самой жидкости. Существуют различные методы обнаружения загрязнений в жидкости: механические, химические, электрические и электрохимические, оптические. Каждый из способов имеет свои преимущества в конкретной области его применения, но до сих пор ни один из методов не способен обнаруживать в жидкости одиночные частицы субмикронного размера и различать частицы разной природы (металлические, неметаллические частицы, микробы и т.д.), несмотря на очевидную необходимость в ранней диагностике

технических неисправностей и погрешностей в эксплуатации, приводящих к появлению загрязняющих частиц в жидкостях.

Эта задача решается с помощью оптического датчика, работающего по принципу спекл-интерферометра. Метод спекл-интерферометрии основан на интерференции лазерного луча, проходящего через жидкость. Интерференционная картина регистрируется с помощью набора фотоприемников. Пока взаимное расположение лазерных и детекторов неизменно и жидкость чистая, интерференционная картина остается неизменной. Когда непрозрачные или преломляющие частицы пересекают луч лазера, интерференционная картина меняется, и фотодетектор выдает флукутирующий сигнал. Детектируемый фазовый сдвиг внутри лазерного луча может быть значительно меньше длины волны, так что чувствительность метода очень высока. Более того характеристики флукутаций сигнала зависят от свойств загрязняющих частиц, таких как размер, коэффициент преломления, скорость движения и количество частиц внутри лазерного луча. Эта информация извлекается из измеренных флукутаций сигнала в процессе цифровой обработки по специальным алгоритмам, основанным на анализе частотных спектров сигнала и сравнения измеренных спектров с набором спектров, полученных на известных образцах жидкостей с искусственным загрязнением. В то же время, построенные математические модели показали, что во многих практически значимых случаях можно рассчитать основные характеристики частиц (таких, как размер и скорость их движения) на основе математической модели без сравнения со спектрами образцов.

Современные лазерные и оптические технологии позволяют создавать небольшие и сравнительно дешевые лазерные спекл-интерферометры с низким потреблением энергии и высокой чувствительностью, соответствующие техническим требованиям к устройствам мониторинга в авиации.

Algorithms for measuring the characteristics of contaminants in liquids by speckle interferometry

Kostikov Yu.A., Pavlov V. Yu.

MAI, Moscow

Appearance of small metal or nonmetal particles in technological liquids (oil, fuel, hydraulics and so on) is usually a symptom of wearing or damage of pumps, bearings, valves and other devices, or changes of chemical or phase composition of the liquid itself. There are different methods for detection of contaminants in liquid: mechanical, chemical, electrical and electrochemical, optical. Each method has advantages in the specific sphere of its application but so far no technique is able to detect single submicron particles in liquid and distinguish such particles of different nature (metal particles, nonmetal particles and microbes, etc.) despite of obvious need in early diagnostics of technical malfunctions and exploitation omissions leading to the appearance of contaminants in liquids.

This task can be solved by an optical sensor working on the principle of speckle interferometer. The method of speckle interferometry is based on the interference of laser beam passing through the liquid. Interference picture is registered by a set of photodetectors. While mutual position of laser and detectors is stable and liquid is clean the interference picture remains static. When opaque or refracting particles cross

the laser beam the interference picture changes and photodetector gives out fluctuating electrical signal. Detectible phase shift inside the laser beam can be much lower than its wavelength, so sensitivity of the method is very high. Moreover characteristics of fluctuating outgoing electrical signal depend on the properties of contaminant particles such as size, refraction coefficient, speed of motion and number of particles inside laser beam. This information is extracted from the measured fluctuation of the signal in the process of digital processing according to special algorithms. The core idea of these algorithms is in analysis of frequency spectra of the signal and comparison of the measured spectra with a set of spectra obtained from known samples of liquids with artificial contamination. At the same time, developed mathematical models showed that in many practically significant cases it is possible to calculate main characteristics of particles (such as their size and speed of their motion) on the basis of mathematical model without comparison with the sample spectra.

Modern laser and optical technologies allow creating small and rather cheap laser speckle interferometers with low energy consumption and high sensitivity conforming technical demands to aviation monitoring devices.

Применение метаэвристических методов оптимизации для обучения нейронной сети в задаче классификации

Крючков А.Ю.
МАИ, г. Москва

Одной из задач машинного обучения является задача двухклассовой классификации. В этой задаче имеется множество объектов, описываемых характеристиками (признаками), и два класса. Каждый объект принадлежит к одному из двух классов. Есть множество объектов, для которых известно, к какому классу они принадлежат, задана так называемая обучающая выборка. Требуется найти алгоритм, используя обучающую выборку, который на основе признаков объекта давал бы ответ о принадлежности к классу.

Задачу можно решить с использованием искусственной нейронной сети. Искусственная нейронная сеть это упрощённая математическая модель сети нервных клеток живых организмов. Входной сигнал, который представляет собой вектор из признаков объекта, проходит через всю сеть и преобразуется в выходной сигнал. Выходной сигнал интерпретируется и принимается решение о принадлежности к определённому классу. Сеть состоит из определённого количества слоёв. Каждый слой преобразует поступающий входной сигнал в выходной, поэтому выходной сигнал сети представляет собой композицию выходных сигналов предыдущих слоёв. Слои состоят из формальных нейронов, которые являются моделями нейронов живых организмов. Выходной сигнал слоя это вектор, состоящий из выходов нейронов. Выход нейрона это результат применения линейной или нелинейной функции к сумме элементов вектора входного сигнала, взвешенных с некоторыми весами. Качество работы сети во многом зависит от выбора весов нейронов. Этот выбор осуществляется через решение оптимизационной задачи. Выбирается критерий качества, который зависит от весов, и ищется его оптимальное значение.

С целью решения оптимизационных задач для нейронных сетей был разработан специальный метод градиентного спуска, который называется метод обратного распространения ошибки. Преимущество этого метода заключается в

ускоренном вычислении градиента. Однако, существуют и проблемы при использовании этого метода, например, «паралич сети» и сходимость к локальному минимуму. Из – за локальных минимумов процесс сходимости на первых итерациях может остановиться и обучение будет неэффективным.

Для решения этой проблемы предлагается комбинированный подход к обучению сети с применением метаэвристических методов: «Большого взрыва – большого сжатия», «Фейерверков», «Взрыва гранат». Результаты были протестированы на примере сети с тремя скрытыми слоями, где стандартные алгоритмы не давали желаемого результата. Полученная сеть была применена в соревновании по классификации на платформе Kaggle.

Application of metaheuristic optimization techniques for training the neural network in classification problem

Kruchkov A. Y.

MAI, Moscow

One of the tasks of machine learning is a two-class classification problem. In this task, there are many objects that describe the characteristics (features), and the two classes. Each object belongs to one of two classes. There are objects, for which it is known to what class they belong to, given training set. Necessary to find an algorithm using a training set, which is based on the features of the object would give the answer to belong to the class.

The problem can be solved by using artificial neural network. Artificial neural network is a simplified mathematical model of the network of nerve cells of living organisms. The input signal, which is a vector of features of the object passes through the entire network and is converted into an output signal. The output signal is interpreted and accepted decision on the membership of a particular class. The network consists of a certain number of layers. Each layer converts the incoming input signal to the output, so the output signal of the network is a composition of output signals of previous layers. The layers are composed of formal neurons, which are models of neurons of living organisms. The output layer is a vector of output neurons. Output neuron is the result of applying a linear or non-linear function to the sum of the input vector elements, weighted by certain weights. The quality of the network depends on the choice of the weights of neurons. This selection is carried out through a solution of the optimization problem. Select the quality criterion that depends on the weights, and searching his optimal value.

In order to solve optimization problems for neural networks has been developed a special method of gradient descent called back propagation method. The advantage of this method is to accelerate the computation of the gradient. However, there are problems when this method is used, for example, “network paralysis” and converges to a local minimum, because of this training will be ineffective.

To solve this problem, in the article proposes a combined approach to learning network, using metaheuristic methods: “Big Bang - Big Crunch”, “Fireworks method”, “Grenade explosion method”. The results were tested for example network with three hidden layers, where standard algorithms do not yield the desired result. The resulting network was used in the competition for the classification Kaggle platform.

Application of metaheuristic optimization techniques for training the neural network in classification problem

Kruchkov A. Y.

MAI, Moscow

One of the tasks of machine learning is a two-class classification problem. In this task, there are many objects that describe the characteristics (features), and the two classes. Each object belongs to one of two classes. There are objects, for which it is known to what class they belong to, given training set. Necessary to find an algorithm using a training set, which is based on the features of the object would give the answer to belong to the class.

The problem can be solved by using artificial neural network. Artificial neural network is a simplified mathematical model of the network of nerve cells of living organisms. The input signal, which is a vector of features of the object passes through the entire network and is converted into an output signal. The output signal is interpreted and accepted decision on the membership of a particular class. The network consists of a certain number of layers. Each layer converts the incoming input signal to the output, so the output signal of the network is a composition of output signals of previous layers. The layers are composed of formal neurons, which are models of neurons of living organisms. The output layer is a vector of output neurons. Output neuron is the result of applying a linear or non-linear function to the sum of the input vector elements, weighted by certain weights. The quality of the network depends on the choice of the weights of neurons. This selection is carried out through a solution of the optimization problem. Select the quality criterion that depends on the weights, and searching his optimal value.

In order to solve optimization problems for neural networks has been developed a special method of gradient descent called back propagation method. The advantage of this method is to accelerate the computation of the gradient. However, there are problems when this method is used, for example, “network paralysis” and converges to a local minimum, because of this training will be ineffective.

To solve this problem, in the article proposes a combined approach to learning network, using metaheuristic methods: “Big Bang - Big Crunch”, “Fireworks method”, “Grenade explosion method”. The results were tested for example network with three hidden layers, where standard algorithms do not yield the desired result. The resulting network was used in the competition for the classification Kaggle platform.

Компьютерное моделирование оснастки для производства деталей из термопластичных материалов

Кудинов П.Ю., Кишов Е.А.

Самарский университет, г. Самара

Актуальность компьютерного моделирования всё больше набирает обороты во всех сферах промышленности. Современные программные продукты численного моделирования находятся на том уровне развития, когда с легкостью можно воссоздать множество физических процессов.

Цель работы – рассчитать тепловое и напряженно-деформированное состояния технологической оснастки для литья образцов из термопластичных материалов.

Геометрическая модель оснастки разработана в лаборатории Композиционных материалов при кафедре КиПЛА Самарского университета. Она представляет собой твердотельную геометрию литейной формы, предназначенной для изготовления стандартных образцов для прочностных испытаний.

Был произведен расчёт на прочность аппарата с учётом давления выпрыска и повышенных температур. Расчёт производился с использованием прочностного и теплового модулей комплекса ANSYS Workbench.

В результате вычислений получены:

- распределение температур формы в зависимости времени протекания процесса заполнения

- эпюры эквивалентных напряжений и перемещений

Анализируя полученных результатов подтвердил жесткостные и прочностные характеристики оснастки и, как следствие, ее работоспособность.

Computer modeling of tooling for the production of parts from thermoplastic materials

Kudinov P. Y., Kishov E. A.
Samara University, Samara

The relevance of computer modeling is increasingly gaining momentum in all areas of industry. Modern software for numerical simulation of products are on the level of development, when you can easily recreate the set of physical processes.

Purpose – to calculate the thermal and stress-strain state of tooling for casting specimens of thermoplastic materials.

Geometrical model tooling is designed in the laboratory at the Department of composite materials KiPLA Samara University. It is a solid-state geometry of the mold intended for the manufacture of standard samples for strength testing.

Calculation was made on the strength of the device in view of the injection pressure and high temperatures. The calculation was made using the strength and heat ANSYS Workbench complex modules.

As a result of calculations obtained:

- mold temperature distribution depending on the time course of the filling process

- diagrams of equivalent stresses and displacements

By analyzing the obtained results confirmed the stiffness and strength characteristics of the equipment and, as a consequence, it is working.

Геометрическое моделирование внешней компоновки солнечных батарей космических летательных аппаратов

Куи Мин Хан
МАИ, г. Москва

В докладе рассмотрено решение проблемы автоматизации размещения и ориентации солнечных батарей и концентраторов как на земле, так и на

космических летательных аппаратах (КЛА). Цель исследования - оценить взаимное затенение солнечных батарей как между собой, так и другими объектами (например, космической станцией). Данная задача рассматривается как оптимизационная задача математического программирования, направленная на максимально эффективное использование этих высокотехнологичных источников энергии в космических орбитальных станциях и космических поселениях. Метод решения - геометрическое моделирование космической станции и солнечных батарей с определенной ориентацией.

В нашем исследовании мы сводим задачу оптимизации размещения солнечных батарей КЛА к задаче математического программирования. Предположим, что у нас имеется пространство размещения солнечных батарей, в котором нам необходимо разместить и ориентировать некоторое количество солнечных батарей. Целью исследования является компьютерное (в нашем случае геометрическое) моделирование конкретной геометрии солнечных батарей КЛА и их расположение относительно самой КЛА (из области допустимых конструктивных решений самой КЛА) относительно потока энергии Солнца. Наша цель – получить в данный момент (т.е. при данной ориентации КЛА) максимальную энергию солнца, определяемую максимальной эффективной площадью солнечных батарей.

Очевидно, что максимальная энергия вырабатывается солнечными батареями тогда, когда они не затеняются сами корпусом космической станции и не затеняют друг друга. Для решения поставленной задачи в нашем исследовании мы применим сравнительно редко используемый метод геометрического моделирования – метод дискретизации пространства, или рецепторные геометрические модели. В основу рецепторного метода (известного также как «матричный», «бинарный», «перечисления элементов пространства» и т.д.) положено приближенное представление геометрического объекта в поле или пространстве рецепторов. Преимуществом рецепторных геометрических моделей является легкость решения многих позиционных задач геометрии (например, определение условия взаимного непересечения объектов, описанных рецепторными моделями), недостатками – необходимостью преобразования пространственных объектов, описанных средствами конструктивной геометрии в технической документации, в рецепторную форму и обратное преобразование. Вопросы компьютерной реализации рецепторных моделей, бывшие преткновением на начальном этапе развития вычислительной техники, когда эти рецепторные модели и были предложены А.Д. Зозулевиным (середина 60-х годов прошлого века), в настоящее время успешно преодолены развитием аппаратных и программных средств вычислительной техники.

Нами предложен метод, позволяющий на основании рецепторной геометрической модели производить расчет эффективной площади солнечных батарей космического летательного аппарата (КЛА) при различной совокупности его конструктивных параметров (геометрических форм) и ориентации относительно направления потока энергии. Разработаны математические модели и создан программный комплекс на языке C#, позволяющий производить такие расчеты и визуализировать полученные результаты. В результате работы этого программного комплекса при любой заданной геометрической форме КЛА и любой его ориентации относительно

направления солнечных лучей возможно вычисление суммарной эффективной площади солнечных батарей с учетом их взаимного затенения и затенения корпусом КЛИА.

Geometric modeling external arrangement of solar panels spacecraft

Kyi Min Han
MAI, Moscow

The report considered the problem of the automation solution placement and orientation of the solar panels and hubs both on the ground and on the spacecraft (SC). The purpose of research - to evaluate the mutual shading of solar panels, both among themselves and with other objects (such as a space station). This problem is considered as an optimization problem of mathematical programming, aimed at maximizing the use of these high-power sources in outer space stations and space colonies. Decision method - the geometric modeling of the space station and solar panels with a certain orientation.

In our study, we reduce the problem to optimize the placement of solar panels of spacecraft to the problem of mathematical programming. Suppose that we have a space of placing solar panels, which we have to accommodate and guide a number of solar panels. The aim of this study is the computer (in this case a geometric) modeling of the particular geometry of spacecraft solar panels and their location relative to the spacecraft itself (from the tolerance of design solutions most DV) relative to the sun energy flow. Our goal - to get to this point (ie, for a given orientation of the spacecraft), the maximum energy of the sun, determines the maximum effective area of the solar panels.

It is obvious that the maximum energy generated by solar panels when they do not obscure the housing space station and did not shade each other. To solve this problem in our study, we apply a relatively rarely used geometric modeling method - the method of sampling space or receptor geometric model. The basis of the method of the receptor (also known as "matrix", "binary", "transfer of elements of the space", etc.) is necessary approximate representation of a geometric object in the field or the receptor. The advantage of geometric models of receptor is the ease of solving many problems of positional geometry (for example, the definition of conditions of mutual non intersection objects described receptor models), disadvantages - the need to transform the feature described by means of constructive geometry in the technical documentation, in the form of the receptor and the inverse transformation. Questions of computer realization of receptor models that were a stumbling block in the initial stage of development of computer technology, when the receptor model and proposed A.D.Zozulevichem (mid 60-ies of the last century), now successfully overcome the development of hardware and software computing.

We have proposed a method that allows the receptor based on a geometric model to calculate the spacecraft effective area of the solar cell (SC) for the totality of its different design parameters (geometric shapes) and orientation relative to the direction of energy flow. The mathematical model and a program complex in C #, allowing to make such calculations and visualize the results. As a result of this software for any given geometry of the SC and any of its orientation relative to the sun's rays can calculate the total effective area of solar cells based on their mutual shading and shadowing spacecraft body.

Сравнение прямого и непрямого методов в задаче оптимизации траектории полёта управляемой авиационной ракеты с РДТТ

Лёвин С.А.

МАИ, г. Жуковский

Проведено сравнение результатов решения задачи оптимального управления прямым методом оптимизации – методом полиномов с «эталонным» решением, удовлетворяющим необходимым условиям оптимальности – принципу максимума Л.С. Понтрягина, которое получено непрямым методом.

Полёт летательных аппаратов рассматриваемого типа имеет существенно нестационарный характер изменения как фазовых (высота, скорость, угол наклона траектории и т.д.), так и управляющих (угол атаки) переменных. В связи с этим, решение соответствующей задачи оптимального управления проводится численными методами, не допускающими упрощающих предположений в уравнениях движения.

Для решения практических задач аэродинамического проектирования управляемых авиационных ракет требуются инженерные численные методы оптимизации траекторий, которые, с одной стороны, позволяли бы использовать для своей работы общепринятую систему дифференциальных уравнений движения центра масс летательного аппарата, стандартный набор исходных данных, необходимых для расчета ЛПХ, в том числе аэродинамические характеристики ЛА, характеристики двигательной установки, обычно задаваемые в табличном виде, характеристики атмосферы, ограничения на допустимые значения управляющих параметров – угла атаки или (и) нормальной перегрузки, а с другой стороны – обладали бы быстродействием, необходимым для многократного решения задачи оптимизации траекторий при решении практических задач аэродинамического проектирования управляемых авиационных ракет.

Для ракет рассматриваемого типа наиболее подходящим методом, удовлетворяющим указанным выше требованиям, представляется прямой метод оптимизации траекторий – метод полиномов.

Для получения решения, удовлетворяющего принципу максимума Л.С. Понтрягина, была использована комбинация методов «direct collocation» и «multiple shooting».

Сравнение показало, что решение задачи оптимизации траектории полёта управляемой авиационной ракеты с РДТТ методом полиномов близко к «эталонному» решению, удовлетворяющему принципу максимума Л.С. Понтрягина, по функционалу, управляющим и фазовым переменным при значительно более высоком (в 8 раз) быстродействии метода полиномов.

Comparison of direct and indirect flight path optimization methods for the aircraft guided missile with the rocket engine.

Lyovin S.A.

MAI, Zhukovsky

A comparison of two solutions for the flight path optimization problem was conducted. The first solution was obtained by the direct method – polynomial method,

the second (“reference”) solution satisfies the requirement of Pontryagin maximum principle and was obtained by the indirect method.

As far as flight of the missile concerned has considerable non-stationary type of changing both phase (altitude, velocity, flight path angle, etc.) and control (angle of attack) variables, solution of the corresponding optimal control problem should be conducted by the methods, which are free of simplifying assumptions for the movement equations system.

There is engineering methods that is required for the solution of applied flight path optimization problems. These methods, from the one hand, allow using conventional movement equations system, standard set of source data: aerodynamic and engine characteristics (usually tabular), atmosphere model and constraints for the control variables – angle of attack and normal g-load. From the other hand, they should be fast enough to allow repeated flight path optimization problem solution during the guided missile design process.

Polynomial method is considered to be the most appropriate one for the missile type involved.

A combination of “direct collocation” and “multiple shooting” methods was used to obtain the solution satisfying Pontryagin maximum principle.

For the aircraft guided missile with the rocket engine flight path optimization problem the comparison conducted showed the solution by the polynomial method to be close in terms of criterion, phase and control variables to the solution satisfying Pontryagin maximum principle with the rather high (up to 8 times) performance of the polynomial method.

Нелинейный эффект Циглера в неконсервативных механических системах

Майоров А.Ю.
МАИ, г. Москва

Одной из наиболее важных задач в динамике РН является задача об исследовании влияния структуры сил на устойчивость. В некоторых случаях малые диссипативные силы вместе с неконсервативными позиционными силами приводят к неустойчивости положения равновесия. Например, совокупное влияние сил аэродинамического сопротивления и следящих сил может привести к неустойчивости.

Рассматриваются голономные системы с двумя степенями свободы, находящиеся под действием потенциальных, неконсервативных позиционных сил, линейных и квадратичных диссипативных сил. Построена и усреднена нормальная форма уравнений движения, если частоты малых линейных колебаний не находятся в резонансе. В частном случае, когда квадратичные силы трения действуют независимо вдоль осей главных координат, усредненная система исследована полностью. Найден единственный стационарный режим усредненных уравнений, исследована его устойчивость. Сделан вывод о существовании предельного инвариантного тора неконсервативной системы при устойчивом стационарном режиме усреднённой

При отсутствии в системе линейных диссипативных сил, исследован нелинейный эффект Циглера. Получено достаточное условие устойчивости положения равновесия и достаточные условия нелинейного эффекта Циглера,

исследована слабая неустойчивость и колебания в окрестности destabilизированного положения равновесия.

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда (проект № 14-21-00068) в Московском авиационном институте (национальном исследовательском университете).

The nonlinear Ziegler effect in non-conservative mechanical systems

Mayorov A.Yu.

MAI, Moscow

One of the most important problems in LV-dynamics is the problem of investigation how structure of forces in the system is impact on stability. In some situations dissipative forces in conjunction with non-conservative positional forces are generated instability of equilibrium point. For example, the cumulative action of aerodynamical resistance forces and tracking forces can lead to instability.

Holonomic mechanical systems with two degrees of freedom under the action of potential forces, non-conservative forces, linear and quadratic friction forces are considered. Normalized equations of motions are obtained and averaged if frequencies of linear oscillations are not in resonance. In special case of dissipative Relay's function (when quadratic friction forces act independently along axes of normal coordinates) averaged system is fully investigated. There is exist and only one stationary mode of averaged equations, stability of stationary mode is investigated. The limit invariant torus of non-conservative system is existed, if stationary mode of averaged system is stable.

The nonlinear Ziegler effect is investigated, when linear dissipative forces are absent. The sufficient condition of equilibrium stability and the sufficient condition of nonlinear Ziegler effect are obtained. The weak instability of equilibrium and small oscillation are investigated.

The work is carried out at the cost of the grant of the Russian Scientific Foundation (project № 14-21- 00068) at the Moscow Aviation Institute (National Research University).

Теоретическое исследование ИК излучения колебательно возбужденной газовой смеси, содержащей HCl

Маслова Д.В., Молчанов А.М.

МАИ, г. Москва

Для расчета теплового излучения колебательно неравновесных высокоэнергетических продуктов сгорания необходимо знать скорости колебательного обмена энергии между молекулами в струе.

Несмотря на значительный объем информации, доступной в настоящее время о передаче энергии между основными молекулами, находящимися в выхлопном факеле (т.е. CO, CO₂, N₂, H₂O, NO, HCl, H₂), большую важность представляют теоретические оценки для скоростей процессов, которые не были экспериментально исследованы. Например, энергетические реакции с участием возбужденных молекул HCl.

Расчет теплового излучения колебательно неравновесного газа проводится с использованием метода k-распределения.

Математическая модель включает в себя: 1) основную систему уравнений - общее уравнение неразрывности, уравнение количества движения, уравнение полной энергии, уравнения неразрывности для компонентов газовой смеси и уравнения колебательной энергии для всех колебательных энергетических мод; 2) уравнение переноса излучения для смеси газов без учета рассеяния (упирения); 3) расчет распределения молекулярных состояний в предположении, что заселенности колебательно-вращательных уровней внутри одной энергетической моды подчиняются распределению Больцмана; 4) методику расчета переносных свойств газовой смеси; 5) систему реакций Коннера и др. для расчета горения водорода; 6) трехпараметрическую k - ϵ - V_n модель турбулентности.

В модели используются следующие допущения: 1) вращательные энергетические моды находятся в равновесии с поступательными, и они определяются единой поступательно-вращательной температурой $T=T_p$; 2) энергия возбужденных электронных состояний молекул пренебрежимо мала по сравнению остальными энергетическими модами; 3) потери тепла на излучение в уравнении энергии обусловлены в основном дезактивацией колебательного мода; 4) колебательное движение молекул описывается моделью гармонического осциллятора; 5) энергетические переходы электронов и ионов не учитываются.

По имеющимся в литературе данным для энергетических процессов с участием колебательно-возбужденных молекул HCl построены обобщающие зависимости в достаточно широком диапазоне температур ($300 \text{ K} \leq T \leq 3000 \text{ K}$). Для тестирования полученных формул проведен расчет газодинамических параметров и интенсивности теплового излучения горячих продуктов сгорания при истечении их в спутный воздушный поток низкого давления ($P_\infty = 0.007 \pm 0.2 \text{ Па}$); рассмотрено влияние скоростей V-T и V-V колебательных переходов с участием возбужденных молекул HCl на распределение температур и спектр излучения.

Theoretical study of the infrared vibrational excited gas mixture containing HCl

Maslova D.V., Molchanov A.M.
MAI, Moscow

For the calculation of thermal radiation of vibrational nonequilibrium high-enthalpy combustion products it is necessary to know the speed of the oscillatory exchange of energy between molecules that are in the jet.

Despite the significant amount of information currently available about the transfer of energy between the main molecules in the exhaust plume (i.e., CO, CO₂, N₂, H₂O, NO, HCl, H₂), of great importance are the theoretical estimates for the rates of processes that have not been experimentally investigated. These include, in particular, are energy reactions involving excited HCl molecules.

The calculation of thermal radiation of vibrational nonequilibrium of the gas is carried out using the method of k -distribution.

The mathematical model includes: 1) the basic system of equations is the General equation of continuity, equation of momentum, equation of energy, equation of continuity for the components of gas mixtures and equations of vibrational energies for all the vibrational energy modes; 2) the equation of radiative transfer for a gas

mixture, without taking into account the dispersion (broadening); 3) calculation of the distribution of molecular States on the assumption that the population of the vibrational-rotational levels within the same energy fashion obey the Boltzmann distribution at the corresponding vibrational and rotational temperatures; 4) methods of calculation of transport properties of gas mixtures; 5) system of Conner's reactions etc. to calculate hydrogen combustion; 6) three-parameter $k-\epsilon$ Vn turbulence model for turbulent flows.

The model uses the following assumptions: 1) rotational energy modes are in equilibrium with the translational and they are determined by a single translational-rotational temperature $T=T_{tr}$; 2) the energy of the excited electronic States of molecules is negligible in comparison to the other energy modes; 3) heat loss by radiation in the energy equation mainly due to the flashing (decontamination) of vibrational modes; 4) the vibrational motion of the molecules is described by a harmonic oscillator model; 5) energy transitions of electrons and ions are not taken into account.

For the numerical solution of the basic gas dynamic equations used numerical method of this work, and the Universe a CFD program developed in the MAI.

In use with the literature data for energy processes involving vibrationally excited molecules HCl build a regression dependence in a wide temperature range ($300\text{ K} \leq T \leq 3000\text{ K}$). To test these formulas, the calculation of gas-dynamic parameters and the intensity of the thermal emission of the hot products of combustion flowing in cocurrent air flow low pressure ($P_{\infty}=0.007-0.2\text{ PA}$) was conducted; the impact velocity V-T and V-V vibrational transitions involving the excited HCl molecules in the temperature distribution and the radiation spectrum is considered.

Точное решение приближенного уравнения для вектора конечного поворота твердого тела и построение на его основе кватернионного алгоритма определения ориентации БИНС

Молоденков А.В., Сапунков Я.Г., Молоденкова Т.В.

ИИТМУ РАН, СГТУ, г. Саратов

В процессе функционирования многих платформенных инерциальных навигационных систем (БИНС) периодически вычисляется вектор конечного поворота твердого тела путем приближенного решения приближенного линейного дифференциального уравнения относительно этого вектора (в практике построения БИНС нелинейным членом в уравнении для вектора конечного поворота твердого тела при малых углах поворота пренебрегают). В уравнении входной величиной является вектор угловой скорости твердого тела. Следует отметить, что полное нелинейное уравнение для вектора конечного поворота твердого тела является аналогом кватернионного линейного уравнения; вектор конечного поворота и кватернион ориентации твердого тела связаны между собой известными соотношениями. Между тем, для некоторого нового вектора угловой скорости, который получается в задаче определения ориентации твердого тела (БИНС) на основе исходного произвольного вектора угловой скорости при осуществлении взаимно - однозначных замен переменных в уравнениях движения твердого тела, приближенное уравнение для вектора конечного поворота допускает точное аналитическое решение.

В докладе на основе полученного аналитического решения приближенного линейного уравнения для вектора конечного поворота (справедливого при малых углах поворота твердого тела) решена с помощью квадратур задача определения кватерниона ориентации твердого тела при произвольном векторе угловой скорости и малом угле поворота твердого тела. Исходя из этого решения, предложен подход к построению нового алгоритма для вычисления инерциальной ориентации БИНС: 1) по заданным компонентам вектора угловой скорости твердого тела на основе взаимно - однозначных замен переменных в каждый момент времени вычисляется новый вектор угловой скорости твердого тела; 2) используя новый вектор угловой скорости и начальное положение твердого тела, находится точное решение приближенного линейного уравнения для вектора конечного поворота твердого тела; 3) по вектору конечного поворота определяется значение кватерниона ориентации твердого тела (БИНС). Отметим, что при построении алгоритма ориентации БИНС на каждом последующем шаге замена переменных учитывает предыдущий шаг алгоритма таким образом, что начальное значение вектора конечного поворота твердого тела каждый раз будет нулевым. Доклад продолжает исследования, начатые в [1].

Литература

1. Молоденков А.В., Сапунков Я.Г., Молоденкова Т.В. Точное решение приближенного уравнения Борца и построение на его основе кватернионного алгоритма определения ориентации БИНС // Мехатроника, автоматизация, управление. 2016. Том 17. № 5. С. 335-340.

The exact solution of the approximate equation for the nite rotation vector of a rigid body and construction of the quaternion orientation algorithm of SINS on its basis

Molodenkov A.V., Sapunkov Ya.G., Molodenkova T.V.
MCPI of RAS, SSST, Saratov

During operation of many strapdown inertial navigation system (SINS) the nite rotation vector of a rigid body periodically calculated by the method of approximate solution of the approximate linear differential equation relative this vector (in the practice of constructions of SINS for small angles of rotation the nonlinear term in the equation for the nite rotation vector of a rigid body is neglected). The angular velocity vector of a rigid body is the input value in this equation. Note, that the full non-linear equation for the nite rotation vector of a rigid body is an analog of quaternion linear equation; the vector and the quaternion of the rigid body orientation are linked by known relations. Meanwhile, for some of the new angular velocity, which results in the problem of determining the orientation of a rigid body (SINS) based on an arbitrary initial angular velocity in the implementation of a one - definitely a change of variables in the equations of motion of a rigid body, the approximate equation for the nite rotation vector of a rigid body has an exact analytic solution.

In the report on the basis of the obtained exact solution of the approximate linear equation for the nite rotation vector of a rigid body (valid for small angles of rotation of a rigid body) due to the quadratures the task is solved for determination of the quaternion orientation of a rigid body with an arbitrary angular velocity and small angle of rotation of the rigid body. Proceeding from this solution, the following

approach to the construction of a new algorithm for computation of SINS orientation is proposed: 1) by the set components of the angular velocity of a rigid body on the basis of mutually - unambiguous changes of the variables at each time point, a new angular velocity of a rigid body is calculated; 2) using the new angular velocity and the initial position of a rigid body, with the help of the quadratures we find the exact solution of the approximate linear equation for the finite rotation vector of a rigid body with a zero initial condition; 3) the value of the quaternion orientation of a rigid body (SINS) is determined by the finite rotation vector. During construction of the orientation algorithm of SINS at each subsequent step the change of the variables takes into account the previous step of the algorithm in such a way that each time the initial value of the vector of finite rotation of a rigid body will be equal to zero.

The report continues the research started in [1].

References:

1. Molodenkov A.V., Sapunkov Ya.G., Molodenkova T.V. The Exact Solution of the Bortz Approximate Equation and Construction of the Quaternion Orientation Algorithm of SINS on its Basis // Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie. 2016. Vol. 17. No. 5. Pp. 335-340.

Учет интервального характера начальных условий при моделировании динамических систем

Морозов А.Ю., Ревизников Д.Л.

МАИ, г. Москва

При исследовании прикладных проблем часто приходится иметь дело с системами обыкновенных дифференциальных уравнений, содержащими некоторую неопределенность или неоднозначность в начальных условиях или параметрах. Естественной потребностью для таких задач является получение внешней интервальной оценки решения по известным интервалам значений исходных данных. В частности, подобные задачи возникают в прикладной механике, термодинамике и химической кинетике.

Для решения задачи Коши для систем ОДУ с интервальными параметрами существуют численные методы, основанные на рядах Тейлора, такие как прямой метод Мура, метод параллелепипедов и QR-метод Лонера. Все эти методы представляют собой некоторое расширение классического метода рядов Тейлора, учитывающие интервальную постановку задачи. Применение строгих интервальных методов, к которым относятся методы семейства рядов Тейлора, для реальных систем зачастую приводит к неудовлетворительным результатам из-за чрезмерных больших длин получаемых интервалов. Данный эффект (получение чрезмерно больших длин интервалов) принято называть эффектом обертывания или эффектом Мура.

Рассматриваемые методы основаны на представлении каждого шага интегрирования как некоторого преобразования, деформирующего область решений с помощью интервальной матрицы Якоби. Эффект обертывания возникает в большинстве случаев из-за использования данной матрицы, которая подразумевает деформацию каждого элементарного объема всеми вещественными матрицами Якоби в рассматриваемой зоне. Предлагаемые подходы заключаются в вычислении интервальной матрицы Якоби только в определенных точках области, что позволяет достаточно существенно снизить

эффект обертывания, при незначительной потере свойства гарантированности получаемых оценок решения. Приведенные в работе результаты апробации подходов на модельных задачах, показывают их эффективность и говорят о применимости предложенных подходов к решению задач рассматриваемого класса.

Interval boundary conditions-oriented approach to dynamic system simulation

Morozov A. Y., Reviznikov D.L.

MAI, Moscow

Studying applied problems, we frequently encounter systems of ordinary differential equations that contain uncertainty or ambiguity of initial conditions or parameters. A natural demand for such problems is obtaining an outer interval enclosure of the solution by the known values of initial conditions or parameters. In particular, such problems arise in applied mechanics, thermodynamics and chemical kinetics.

There exist a number of Taylor series-based numerical methods for solving an IVP for ODE systems with interval parameters, such as Moore's direct method, the parallelepiped method and Lohner's QR-factorization method. All these methods represent a certain extension of the classical Taylor series method that takes into account the interval set up of the problem. Applying rigorous interval methods, which include the class of Taylor series methods, to more real-life systems often gives unsatisfactory results due to excessive lengths of the obtained intervals. This effect (excessive overestimation of intervals' lengths) is usually called the wrapping effect or Moore's effect.

The methods at hand are based on representing each integration step as some transformation that deforms the solution region using an interval Jacobian matrix. In the majority of cases, the wrapping effect appears due to the usage of this matrix, which implies deforming every volume element by all real Jacobian matrices in the region of interest. The suggested approach consists in computing the interval Jacobian matrix only in some discrete points of the region, which allows us to significantly reduce the wrapping effect at the cost of the fact that the obtained enclosure is now slightly less guaranteed to contain the solution. In this paper, we present the test results of applying the suggested method to model problems, which show its efficiency and give evidence of the fact that this approach can be used for finding solution to the problems in the class of interest.

Математическое моделирование струи возмущённой зоны вблизи спутника, движущегося в ионосфере

Котельников М.В., Муслиев И.А., Морозов И.А.

МАИ, г. Москва

Искусственные спутники Земли (ИСЗ) движутся в разреженной ионизированной среде – ионосферной плазме. Вблизи ИСЗ возникает возмущённая зона, которую разделяют на лобовую, боковую и теневую части. Последняя представляет собой удаленный след, распространяющийся на десятки характерных размеров спутника. В возмущённой зоне возникает характерное распределение потенциала, концентраций заряженных частиц, их

направленных относительно спутника скоростей. Параметры возмущённой зоны необходимо учитывать при проведении научных экспериментов на спутнике, при учёте взаимодействия их с другими телами, при осуществлении радиосвязи и др. случаях.

Расчёт возмущённой зоны осуществляется методами математического моделирования. В докладе сформулированы физическая, математическая и численная модели задачи для тел сферической и цилиндрической геометрии. Математическая модель включает кинетические уравнения Власова для ионов и электронов и уравнение Пуассона для самосогласованного электрического поля. Добавляется также система начальных и граничных условий.

Численная модель – метод последовательных итераций по времени, причём, кинетические уравнения решаются с использованием метода крупных частиц, а уравнения Пуассона – с использованием спектральных методов.

С применением данных моделей проведены обширные вычислительные эксперименты, в результате которых получены функции распределения заряженных частиц в возмущённой зоне моменты функций распределения (поля концентраций к скоростям) и профили самосогласованного электрического поля.

Полученные данные могут быть полезны специалистам, проводящим научные эксперименты на спутниках и космических станциях, а также специалистам в области математического моделирования сложных систем.

зованием спектральных методов.

С применением данных моделей проведены обширные вычислительные эксперименты, в результате которых получены функции распределения заряженных частиц в возмущённой зоне моменты функций распределения (поля концентраций к скоростям) и профили самосогласованного электрического поля.

Полученные данные могут быть полезны специалистам, проводящим научные эксперименты на спутниках и космических станциях, а также специалистам в области математического моделирования сложных систем.

Mathematical modeling of jet perturbed zone near the satellite moving in the ionosphere

Kotelnikov M.V., Muslaev I.A., Morozov I.A.
MAI, Moscow

Artificial Earth satellites (satellites) are moving in a rarefied ionized medium - ionospheric plasma. Close to satellites there is perturbed satellite area, which is divided into front, side and shadow parts. The latter is a remote trail that spreads for dozens of specific satellite sizes. The perturbed zone there is the characteristic distribution of the potential, the concentration of charged particles, their direction of relative velocity of the satellite. Parameters perturbed zone must be taken into account when carrying out scientific experiments on the satellite, by taking into account their interaction with other bodies in the implementation of the radio and others. Cases.

Calculation of the perturbed zone is carried out by means of mathematical modeling. The report stated the physical, mathematical and numerical models for bodies of spherical and cylindrical geometry. The mathematical model includes

kinetic Vlasov equation for ions and electrons, and the Poisson equation for the self-consistent electric field. Added also a system of initial and boundary conditions.

Numerical model - the method of successive iterations over time, and, kinetic equations are solved using the method of large particles, and the Poisson equation - using spectroscopic methods.

Using these models conducted extensive computational experiments, a result of which the charged particle distribution function in the perturbed zone moments of the distribution function (concentration field of speeds) and profiles of the self-consistent electric field.

The data obtained can be useful for specialists conducting scientific experiments on satellites and space stations, as well as specialists in the field of mathematical modeling of complex systems.

Поиск управляющих воздействий на токовые катушки для пространственной ориентации спутника

Мухаметшин Р.М.

МАИ, г. Москва

Исполнительные органы непрерывно обеспечивающие заданную ориентацию спутника, как известно, под действием возмущающих моментов раскручиваются до предельно допустимых скоростей (приходят в «насыщение»).

Для спутников с коротким временем функционирования для «сброса» накопленного исполнительными органами кинетического момента обычно используются газореактивные системы. На спутниках с продолжительным временем функционирования с этой целью выгодно использовать токовые катушки. Магнитные моменты катушек во взаимодействии с магнитным полем Земли при надлежащем управлении токами позволяют уменьшить накопленный кинетический момент и вернуть исполнительные органы в рабочее состояние.

Попытки возложить на систему магнитных катушек непрерывное управление ориентацией упирались в отсутствие алгоритма управления токами. Основная трудность построения закона управления кроется в неполной локальной управляемости. С помощью магнитного момента соленоидов, можно получить механический момент, действующий на спутник. Задача усложняется тем, что компонента управляющего момента вдоль вектора магнитной индукции B поля Земли равна нулю.

Отечественными и зарубежными исследователями найдены управления, обеспечивающие при численном моделировании пространственную ориентацию в абсолютных и в орбитальных системах координат. В них предполагается, что на борту космического аппарата установлена ЭВМ с возможностями бытового компьютера, датчики углов и угловых скоростей. Нами предлагается еще один алгоритм управления, характерной чертой которого является применение вектора конечного поворота. Такое управление естественно с точки зрения физических представлений и упрощает реализацию управления на борту. Управление, как показывает численное моделирование, обеспечивает переход из произвольной точки на фазовом пространстве в ноль.

Алгоритмы управления имеет недостатки. Основной недостаток – малость механического момента, откуда следует повышенная реакция на внешние возмущения. Кроме того, для оптимизации параметров управления по

быстродействию и точности требуется значительный объем вычислений, базирующихся на теории Флоке.

В случае нереально больших катушек применение вектора конечного поворота позволило впервые получить управление, с большим механическим моментом, приводящим спутник в ориентированное положение за доли оборота по орбите. Такое управление представляет теоретический интерес, говоря о не пустоте множества подобных управлений и перспективности поиска управлений с реальными катушками.

Searching control activation on current coil for satellite's spatial orientation

Mukhametshin R.M.

MAI, Moscow

Executive organs continuously orienting the spacecraft under the destabilizing moments spiraling limited conditions.

In short-time operating satellites for dropping-off accumulated angular momentum usually use gas-jet systems. In long-time operating satellites for this goal is more profitable to use current coils. Magnetic moments in coordinated action with Earth's geomagnetic field let us drop-off accumulated angular momentum and get back executive organs to working state.

Trials to put on current coils continuous spatial orientation were bumped into nonexistence any algorithms current's control. The most difficult in construction control activation is incomplete local controllability. With the help of current coil's magnetic moment we can obtain mechanical moment to effect on a satellite. This task is getting harder with the help of the fact, that control activation's component along Earth's magnetic B vector is null.

National and foreign scientists found control activations, which under numerical simulations provide spatial orientation in absolute and orbital axes. In these simulations is considered satellite has ECM with abilities of a custom home computer, angle's and angle's rate sensors. We offer another control, which use vector of a finite rotation. Such control is natural in physical interpretation and makes easier its onboard realization. As it is shown in numerical simulations, Control provides jumping from random-point phase to zero.

Such algorithm has some shortfalls. The main shortfall is rather small mechanical moment which provides hyperreaction on external disturbance and control's optimization requires rather big quantity of calculations, which are based on the Floquet theory.

If we use ginormous current coils, we can get control with big mechanical moment, which can get satellite to maintained attitude during deal of winding on orbit. Such control has a theoretical interest, if we speak about nonvacuous set of such controls and perspectives of searching controls with real current coils.

Разработка и исследование динамически подобной конечно-элементной модели лопасти на упругом элементе

Николаев Е.И.¹, Николаев С.Е.²

¹КВЗ, ²КНИТУ-КАИ, г. Казань

Упругий элемент несущего винта вертолета АНСАТ является конструктивным аналогом классической втулки с горизонтальным, вертикальным и осевым шарниром. Торсион несущего винта был спроектирован на максимальную взлетную массу вертолета 3300 кг. В процессе модернизации вертолета АНСАТ было принято решение об увеличении взлетной массы вертолета до 3600 кг, что подтверждено сертификатом летной годности. При сохранении конструкции лопасти увеличение силы тяги на лопастях приводит к изменению нагрузок на лопасти и, как следствие, изменению его динамических характеристик. Изменение конструктивных характеристик лопасти требует постоянной перестройки расчетной модели упругого элемента. Для автоматизации процесса построения удобно иметь программу, позволяющую оперативно менять основные конструктивные параметры упругого элемента.

Разработка численной модели торсиона. В программном комплексе ANSYS на языке APDL разработана программа, позволяющая автоматизировать процесс построения упругого элемента втулки несущего винта. Программа позволяет изменять в необходимых пределах размеры торсиона, количество слоев стеклопластика и резины, конструктивный угол конусности несущего винта, количество «ручьев» и параметры сетки.

В докладе будет представлено исследование собственных форм и частот лопасти несущего винта вертолета в зависимости от конструктивных параметров упругого элемента.

Development and research of dynamically similar finite element model of blades on the elastic element

Nikolaev E.I.¹, Nikolaev S.E.²

¹KNITU-KAI, ²Kazan Helicopter Plant, Kazan

The flexible element of the helicopter ANSAT main rotor is a structural analogue of classical hub with flap, lead-lag and pitch hinge. Torsion of the main rotor has been designed for a maximum take-off mass of 3300 kg helicopter. During the modernization ANSAT helicopter it was decided to increase the take-off weight of the helicopter up to 3600 kg, which is confirmed by the certificate of airworthiness. While maintaining the blade designs to increase thrust blades leads to change of loads on the blades and as a result, changes in its dynamic characteristics. Changing the blade design characteristics requires constant adjustment calculation model of the flexible element. To automate the build process is convenient to have a program that allows to quickly change the basic design parameters of the flexible element.

Development of a numerical model of the flexible element of the hub. In the ANSYS software complex on APDL language has developed a program that allows you to automate the process of building the flexible element hub of the main rotor. The program allows you to change to the extent necessary size of the flexible hub, the number of layers of fiberglass and rubber, constructive taper angle of the main rotor, the number of “springs” and grid parameters.

In the report will be submitted to the study of natural forms and the blade helicopter main rotor frequencies depending on the design parameters of the flexible element.

Моделирование систем защиты Земли от астероидной опасности

Целью работы является изучение методов преодоления астероидной опасности.

В ходе работы были выявлены параметры астероидов, сближающихся с Землей, был произведен поиск метода противодействия астероидной опасности.

Методом исследования является моделирование функционирования космических систем противодействия астероидной опасности. Моделирование осуществлялось численно, для этого был разработан программный комплекс в среде программирования Delphi, предназначенный для моделирования движения КА и астероида. В программном комплексе отображается изменение движения заданного астероида под действием систем предотвращения астероидной опасности.

В ходе работы рассматривались две системы преодоления астероидной опасности:

1. Размещение на астероиде двигателя с солнечными источниками энергии, который использует в качестве рабочего тела вещество астероида. При этом изменяется масса астероида и на него действует сила тяги, и астероид отклоняется от опасной орбиты.

2. Размещение рядом с астероидом управляемого космического аппарата (тягача), который за счет гравитационного притяжения изменяет орбиту астероида.

Анализируя проделанную работу, делаем выводы, что для преодоления астероидной опасности методом с реактивными двигателями, установленными на поверхности астероида, потребуется создание двигателей с заданными параметрами и способа превращения вещества астероида в реактивное топливо. Этот метод требует тщательной проработки, затрат времени подготовки и существенных материальных затрат. При расчетах с заданными параметрами реактивных двигателей рассчитываем, что удастся увести астероид с опасной орбиты за 10 лет.

Что касается второго метода с тяжелым космическим аппаратом, то все обстоит намного лучше. Космические аппараты с такими расчетными характеристиками существуют и могут быть использованы в качестве преодоления астероидной опасности. При расчетах с заданными характеристиками тягача равными получаем, что увести астероид с опасной орбиты можно менее чем за 5 лет.

Modeling of systems to protect the Earth from asteroid danger

Nikolaeva E.A., Starinova O.L.
Samara University, Samara

The aim of this work is to study methods to overcome the asteroid hazard.

In the course of work were identified parameters of asteroids, near-Earth, searched for a method to counter asteroid danger.

The method of research is the modeling of the functioning of space systems to combat asteroid threat. The simulation was carried out numerically, this was developed a program complex in the programming environment Delphi, designed to

simulate the movement of spacecraft and asteroid. In the software package displays the change of motion of a given asteroid under the action of systems of prevention of the asteroid hazard.

The work addressed the two systems overcome the asteroid danger:

1. Placement on the asteroid engine with solar energy, which uses as working fluid a substance of the asteroid. This changes the mass of the asteroid and the force of traction, and the asteroid is deflected from a dangerous orbit.

2. Accommodation near the asteroid managed space vehicle (tractor), which is due to the gravitational attraction changes the orbit of an asteroid.

Analyzing the work done concludes that to overcome the asteroid hazard method with jet engines mounted on the surface of the asteroid, you will need to create engines with the specified parameters and the way of transformation of the substance of the asteroid as a jet fuel. This method requires careful consideration, time of preparation and significant material costs. In the calculations with the given parameters of jet engines expect that you will be able to divert the asteroid with a dangerous orbit for 10 years.

As for the second method with a heavy spacecraft, the situation is much better. The spacecraft with these design characteristics exist and can be used to overcome the aggressors. In the calculations with the specified characteristics of the tractor are equal, we find that to divert the asteroid threat orbit is less than 5 years.

О моделировании процессов профилометрии внутренних поверхностей с помощью систем технического зрения

Костиков Ю.А., Павлов В.Ю.

МАИ, г. Москва

Детали с протяжёнными внутренними поверхностями используются во всех областях техники. Форма внутренней поверхности существенно влияет на качество таких деталей как трубы, цилиндры, валы, подшипниковые пары и др. Но задача измерения формы протяжённой внутренней поверхности не может быть полностью решена с помощью известных методов измерения. Существует много методов профилометрии: механические (координатные машины), оптические (стереовидение, автоколлимационные, лазерное сканирование), гидравлические и пневматические зонды, но ни один из них, кроме лазерного сканирования, не может дать полную информацию о профиле поверхности без механического контакта с ней. Кроме того, как координатные машины, так и лазерные сканеры проводят измерения поточечно, что требует значительного времени. Для поверхностей с диаметром менее 20 мм и отношением длины к диаметру более 20 применимость известных методов сомнительна из-за существенного снижения их точности.

Мы предлагаем решение этой задачи с помощью инновационного метода измерений с использованием системы машинного зрения, регистрирующий свет, отражённый от поверхности. Пространственное распределение отражённых лучей зависит как от известного их начального распределения, так и от формы отражающей поверхности, что является классической обратной задачей оптики, не имеющей решения в общем случае. Но математическое моделирование отражения света показало, что при определённых условиях единственное решение может быть найдено. Пространственное распределение входящих

лучей формируется светоизлучающей матрицей под управлением компьютера, которая гораздо дешевле лазерного сканера и не чувствительна к вибрации. Конструкция оптической системы обеспечивает точную информацию о пространственных углах соответствующих друг другу входящих и исходящих световых пучков. При этом условии можно вычислить координаты каждой точки отражающей поверхности и нормали к поверхности в каждой точке. Число точек может превышать 10 000. Форма всей поверхности вычисляется методом интерполяции между измеренными точками. В отличие от всех известных методов, чувствительность и точность предложенного метода не уменьшается, а возрастает с увеличением отношения длины к диаметру. Метод применим к поверхностям с продольными профилями, близкими к прямым линиям (цилиндрические, призматические, конические и их комбинации).

Internal surfaces profilometry using machine vision systems: modeling

Kostikov Yu.A., Pavlov V.Yu.

MAI, Moscow

Parts with long internal surfaces are used in all fields of technology. The shape of the internal surface is essential for technical quality of such parts as tubes, cylinders, shafts, bearing pairs and so on. But the task of measuring the shape of long internal surface could hardly be solved completely with known measuring techniques. There are many techniques for profilometry of the surface: mechanical (coordinate machines), optical (stereo vision, autocollimation, laser scanning), hydraulic and pneumatic probes. However none of known methods except laser scanning is able to provide complete information about profile of the surface without mechanical contact with the surface. Moreover both coordinate machines and laser scanners measure surface profiles point by point so the measurement requires significant time. In the case of long inner surfaces with diameter less than 20 mm and length to diameter ratio more than 20 the application of known profilometry techniques is questionable due to dramatic reduction of their precision.

We propose to solve this task with innovative measuring technique using the machine vision system registering the light beams reflected from the surface. Spatial distribution of the reflected light beams depends both on the known initial distribution and on the shape of the inspected surface. Calculation of the optical system parameters from characteristics of incoming and outgoing light is a classic inverse task in optics. This task has no general solution, but mathematical modeling of the light reflection from the long surface shows that in some cases the unique solution of the inverse task can be found. In contrast to laser scanning spatial distribution of incoming beams is formed by computer-controlled light-emitting matrix that is much cheaper than laser scanner and is not sensitive to vibration. The construction of the optical system ensures precise information about spatial angles of incoming and outgoing light beams as well as about their correspondence to each other. Under this condition the coordinates of each point of the reflecting surface and the normal to the surface in each point can be calculated. The number of the points depends on the resolution of light-emitting matrix as well as on the resolution of the machine vision system and can exceed 10 000. The shape of the whole surface can be easily calculated by interpolation between measured points. In contrast to all known measuring techniques

the sensitivity and precision of the proposed method don't decrease but increase with the increasing length to diameter ratio. Proposed method of machine vision profilometry can be applied to the surfaces with lengthwise profiles similar to straight lines (cylindrical, prismatic, conic and their combinations).

Математическая модель колебаний лопасти на упругой втулке несущего винта вертолета с инерционными виброгасителями

Николаев Е.И.¹, Пантюхин К.Н.²
²КНИТУ-КАИ, ¹КВЗ, г. Казань

Борьба с вибрациями на вертолетах актуальна и на сегодняшний день, так как она приводит к индуцированию шума и оказывает непосредственное влияние на человека, снижая его функциональные возможности и работоспособность. Поэтому разработаны и разрабатываются методы и средства уменьшения вибраций.

Типичными для вертолета вибрациями являются колебания вызванные равнодействующими сил и моментов на втулках несущего и рулевого винтов. Существенную интенсивность вибраций на вертолете имеет гармоника с частотой $f = k\omega_B$ (k – количество лопастей, ω_B – частота вращения винта), которую в большинстве случаев и следует подавлять или уменьшать. Одним из способов его уменьшения использовать инерционные динамические гасители продольных колебаний маятникового типа.

В работе представлена математическая модель лопасти с установленными на упругой втулке инерционными маятниковыми виброгасителями. Уравнения движения лопасти с виброгасителем получены при составлении уравнения Лагранжа 2-го рода. Учтены аэродинамические силы, действующие на лопасть. Искомыми функциями являются – угол взмаха лопасти в плоскости тяги и угол качания маятника.

По полученной математической модели произведен расчет по определению амплитудных характеристик маятника и лопасти в зависимости от длины плеча маятника, его массы и жесткости в эквивалентном горизонтальном шарнире.

Результаты расчета показали, что при варьировании длиной маятникового виброгасителя легко определяется длина при которой происходит синхронизация с частотой колебаний лопасти. Увеличение массы маятникового виброгасителя приводит только к уменьшению амплитуды колебания в поле центробежных сил. А при увеличении жесткости в эквивалентном горизонтальном шарнире приводит к более эффективной работе виброгасителя.

Проведено сравнение математической модели лопасти с инерционным маятниковым гасителем и идентичной моделью, построенной в программе виртуального моделирования машин и механизмов MSC.Adams.

Mathematical model of oscillations blade on the elastic rotor hub helicopter with inertial vibration damper

Nikolaev E.I.¹, Pantyukhin K.N.²
²KNITU-KAI, ¹Kazan Helicopter Plant, Kazan

Fighting vibrations in helicopters relevant today as it leads to the induction of the noise, and has a direct impact on a person, reducing its functionality and performance. Therefore, designed and developed the methods and means of reducing vibration.

Typical for the helicopter vibrations are vibrations caused by resultant forces and moments on the hubs main and tail rotors. Significant intensity of vibrations on the helicopter with has harmonic frequency (k - the number of blades - rotor speed), which in most cases and should be suppressed or reduced. One of the methods of its reduce the use of dynamic inertial dampers longitudinal vibrations of pendulum type.

The paper presents a mathematical model of the blade mounted with an elastic hub inertial pendulum vibration dampers. The motion equations of the blade vibration damper obtained in the preparation of the Lagrange's equation. Taken into account the aerodynamic forces acting on the blade. The unknown functions are - flapping angle in the plane of the thrust and the angle of the pendulum oscillation.

By mathematical model obtained a calculation to determine the amplitude characteristics pendulum and blade depending on the length of the pendulum arm, its mass and stiffness of the equivalent flap hinge.

The results of calculation showed that by varying length of the pendulum damper is easy to determine the length at which the synchronization with the frequency of the blade oscillation. Increasing the pendulum mass damper only leads to decrease in the amplitude fluctuation in a centrifugal force field. And by increasing the rigidity of an equivalent flap hinge leads to more efficient operation of the damper.

A comparison of the mathematical model of the blade with the inertial pendulum damper and an identical model built in MSC.Adams.

Процедура сравнительного анализа расчетных и экспериментальных частот и форм собственных колебаний цилиндрической оболочки

Пермяков Д.А., Махнович С.В., Пантеев А.С.
ЮУрГУ, г. Челябинск

Динамические свойства конструкции определяются, главным образом, частотами и формами собственных колебаний. В реальной конструкции всегда присутствуют несовершенства, связанные с отклонением геометрической формы и жесткости. Для тонкостенных конструкций летательного аппарата эти несовершенства могут значительно повлиять на частоты и формы собственных колебаний.

В работе представлен сравнительный анализ расчетных и экспериментальных частот и форм собственных колебаний цилиндрической оболочки. Конструкция выполнена из алюминиевого сплава и состоит из двух шпангоутов и цилиндрической оболочки, соединенных сваркой. Шпангоуты выточены из круга, а оболочка свернута из листа. Экспериментальные частоты и формы определены методом ударного возбуждения. Расчетные частоты и формы определены из модального анализа конечно-элементной модели, сформированной из двадцатиузловых объемных элементов.

Оценка степени совпадения форм собственных колебаний проведена с помощью критерия модальной достоверности (Modal Assurance Criteria или MAC-критерия). Для этого начало отсчета систем координат расчётных и экспериментальных форм совмещено с плоскостью максимальной амплитуды колебаний для низшей частоты. По MAC-критерию определено соответствие 4-х

сравниваемых пар расчетных и экспериментальных форм и частот собственных колебаний из 11, найденных в исследуемом диапазоне частот. Это связано с искажением экспериментальных форм собственных колебаний из-за сварных швов и отклонений геометрической формы, которые в расчете не учитываются. Смещая расчетную форму собственных колебаний относительно экспериментальной, удалось найти наилучшее их положение по МАС-критерию. Это позволило идентифицировать еще две пары расчетных и экспериментальных форм и частот. Определены и области оболочки, в которых отклонения жесткости и геометрической формы от идеальной оказывают наибольшее влияние на собственные колебания. Уточнение этих областей выполнено на основе анализа изменения значения МАС-критерия при последовательном удалении пар расчетных и экспериментальных перемещений узлов.

Предлагаемая процедура сравнительного анализа расчетных и экспериментальных данных позволила определить не только соответствие пар расчетных и экспериментальных форм и частот собственных колебаний, но и скорректировать места установки датчиков для уточнения этих форм в испытаниях.

The procedure of the comparative analysis of the finite analytical and experimental eigenfrequencies and modes shapes of a cylindrical shell

Permakov D.A., Makhnovich S.V., Pantileev A.S.

SUSU, Chelyabinsk

Dynamic characteristics of the structures are determined mainly by eigenfrequencies and modes shapes. The actual design always has imperfections associated with the deviation of geometrical shape and stiffness. As for thin walled structures of the aircraft, these imperfections can have a significant impact on the eigenfrequencies and modes shapes.

This article presents a comparative analysis of the analytical and experimental frequencies and modes shapes of a cylindrical shell. The structure is made of aluminum alloy and consists of two frames at the end and a cylindrical shell welded together. Frames groove out of the circle, and the shell is folded from a sheet. Experimental eigenfrequencies and modes shapes are determined by shock excitation technique. Analytical eigenfrequencies and modes shapes are determined by modal analysis of finite element model, formed from 20-node solid elements.

Assessment of the degree of coincidence of modes shapes is performed using Modal Assurance Criteria (MAC). For this purpose this origin of a coordinate system, of analytical and experimental modes shapes is aligned with the plane of maximum oscillation amplitude of the lower frequency. According to the MAC the correspondence of 4 compared pairs of analytical and experimental modes shapes was determined out of the 11 found in the investigated frequency range. This is due to the distortion of the experimental modes shapes because of welds and deviations of geometric forms that are not counted in the analytical calculations. By shifting the analytical modes shapes relatively of experimental modes shapes, we managed to find the best position according to MAC. This allowed to identify of two more pairs of the analytical and experimental modes shapes and eigenfrequencies. The cladding regions in which the deflection stiffness and geometric shape of the ideal have the greatest

impact on the eigen oscillations were determined. Clarification of these areas was made on the basis of the analysis change of the MAC sequential removal from the analysis of pairs of the analytical and experimental displacements of nodes.

The proposed procedure is a comparative analysis of analytical and experimental data allowed us to determine not only the matching pairs of the analytical and experimental eigenfrequencies and modes shapes, but also to adjust the sensor installation site for clarification of these modes shapes in the experiment.

Алгоритм определения диссипации энергии при колебаниях топливного заряда ракетного двигателя

Петрова Е.Н., Сальников А.Ф., Кашина И.А.
ПНИПУ, г. Пермь

Ракетный двигатель на твердом топливе (РДТТ) является неравновесной диссипативной системой, в которой возможны неустойчивые движения, обусловленные наличием диссипации. Например, вязкость топлива способна оказывать дестабилизирующее воздействие на возмущения в пограничных слоях газодинамических течений, характеризующие влияние диссипации энергии конструктивных элементов РДТТ на изменение давления в камере сгорания. Более жесткие элементы РДТТ, такие как его корпус, уменьшают энергию диссипации в системе, а более вязкие (топливо) незначительно влияют на величину потерь энергии в системе.

Установлено, что анализ изменения энергии диссипации в газе и твердых телах при колебательных процессах зависит от условий, в которых находятся данные системы, а именно от граничных условий и их изменений в процессе работы РДТТ.

Математическая модель с распределенными параметрами обладает существенной сложностью в реализации, однако может быть использована на стадии разработки новых двигателей и их отработки, что позволяет существенно расширить возможности оценки резонансного взаимодействия конструктивных элементов при возникновении продольной акустической неустойчивости в процессе работы РДТТ.

В работе рассматриваются условия решения уравнений колебаний толстостенного цилиндра с оболочкой и газом совместно с уравнениями Навье-Стокса в камере сгорания РДТТ. В математической модели через скорость горения от давления в камере сгорания можно определять не только изменение собственных частот конструктивных элементов РДТТ и газовой полости, но и определять величину изменения потерь колебательной энергии – диссипация, но и построить характер изменения объема камеры сгорания за счет деформационных колебаний поверхности топлива, что дает изменение объема, а, следовательно, измерение мгновенного давления в камере сгорания – динамическое взаимодействие колебаний давления в камере сгорания и колебаний конструкции РДТТ.

Анализ результатов расчета показывает, что при выгорании топливного заряда в определенные моменты времени величина диссипации энергии в топливе приводит к увеличению амплитуды деформации поверхности топливного заряда в камере сгорания двигателя, а это в свою очередь влияет на величину колебания давления в ней.

Determination algorithm of energy dissipation with solid propellant charge oscillation of rocket engine

Petrova E.N., Salmikov A.F., Kashina I.A.
PNRPU, Perm

Solid rocket engine (SRE) is non-equilibrium dissipative system in which unstable motions due to the dissipation presence are possible. For example, fuel viscosity could have a destabilizing influence on boundary layer excitation of gasdynamic flutations. This excitation characterizes the energy dissipation effect of SRE structural components on pressure change in combustion chamber. Rigid components of SRE, such as its case, reduce the energy dissipation in system, and viscous components (fuel) have narrow influence on loss of energy in system.

It estimated that analysis of dissipation energy change in gas and solid bodies with oscillation processes depends on conditions, in which these systems are, namely it depends on boundary conditions and its changes in SRE thrusting process.

Mathematical model with distributed parameters has a significant factor of realization, but it can be used on the stage of new engines development and optimization. It allows to expand possibilities of resonance interaction assessment of structural components with longitudinal acoustic instability appearance in SRE thrusting process.

This paper discusses solution conditions of oscillation equations of thick wall cylinder with cover and gas, together with Navier-Stocks equations in SRE combustion chamber. In the mathematical model through burning velocity with combustion chamber pressure it is possible to determine not only eigen frequencies of SRE structural components and gaseous cavity, but also to determine loss change amount in oscillation energy – dissipation, and, besides to build behavior of combustion chamber volume due to deformation oscillations of fuel surface, which gives volume change. Therefore, dynamic pressure change in combustion chamber is dynamic interaction of combustion chamber pressure oscillations and SRE construction oscillations.

Calculation result analysis shows that, due to burnup of propellant charge at certain points of time, the dissipation magnitude of energy in fuel leads to increasing of propellant charge surface deformation amplitude in engine combustion chamber, and then it influence on pressure oscillation magnitude in it.

Методика формализации информационных ресурсов сложных техногенных комплексов с использованием функциональных графов

Петрунина Е.В.
МГГЭУ, г. Москва

Цель рассматриваемого исследования заключается в выборе и совершенствовании методики структурно-функционального моделирования сложных техногенных комплексов. Трудность анализа процессов, происходящих в техногенных системах, определяется их изменчивостью во времени, многообразием взаимных связей и отсутствием достаточной количественной информации о динамике изменений.

Для решения задач формализации информационных ресурсов, а также гибкости создания и анализа моделей предложен подход, использующий теоретико-множественную интерпретацию в виде динамических функциональных гиперграфов или мультиграфов.

В данной работе объектом исследования являлись многоцелевые заправочно-нейтрализационные станции, обеспечивающие заправку компонентами топлива и сжатыми газами, слив и нейтрализацию двигательных установок. Исследование процесса функционирования заправочной системы блочной компоновки осуществлялось путем математического моделирования технологических процессов, их алгоритмизации и имитации.

Анализ основных функций и требований приводит к выводу о том, что станцию можно рассматривать как асинхронную дискретно-непрерывную динамическую систему с конечным числом состояний, обладающую следующими отличительными свойствами: параллельностью, асинхронностью, недетерминированностью. Для адекватного отображения рассмотренных особенностей станции созданы интегрированные модели в виде функциональных гиперграфов, а также сформулирована общая задача моделирования в терминах предлагаемых моделей.

Рассматриваемые модели реализованы в системе имитационного моделирования, а результаты проведенных в ходе исследования вычислительных экспериментов технологических процессов позволили сделать вывод о том, что предлагаемая методика формализации адекватно отображает информационную структуру исследуемого объекта. Информационные ресурсы, созданные на основе рассматриваемого подхода, обеспечивают единую универсально-наглядную модель представления исходных неопределенных данных о сложных внешних и внутренних процессах и явлениях, протекающих в потенциально опасных технологических объектах. Таким образом, использование для формализации описания системы аппарата гиперграфов позволяет разрабатывать адекватные модели в смысле полноты и правильности отображения информации.

Thunfunctional Graph-Based Systems Design in Support of Complex Systems Engineering

Petrulina E.V.

Moscow State Humanitarian and Economic University, Moscow

The purpose of this report is to select and improve model engineering technique using conceptual models to improve the quality of analysis and supporting modeling and simulation activities of complex systems. Complex functionality, an increasingly common characteristic of modern systems, is difficult to analyze and simulate using traditional assessment techniques because of its information richness.

In this paper, we propose new method based on new type of functional graphs concepts to support complex systems characterization for design and simulations. This method is explained through the description of a system formalism including new components that will ensure the representation and simulation. This approach has been applied to support analysis and to provide structured models of complex systems.

Our approach is particularly adapted to multi-functional information modeling system for implementation and maintaining surrogate models while processing

equipment of the multi-purpose filling and neutralizing station, which has proven particularly challenging to the modeling, simulation, and analysis community because of its complexity.

In brief, a conceptual model is a complete, coherent representation of a system and its operating domain, including interactions with its environment. Conceptual model is representing the system as the asynchronous, discrete dynamical system with finite number of states. This model is based on functional graphs and created to document and understand a problem and to provide a foundation for developing and analyzing potential solutions.

Functional graphs models provide an adequate view of a system that can be used as a basis for analysis of the system configuration, behavior, and alternatives. These models have been implemented in simulation system. The results of this work are represented in the information modeling system that allowed to carry out the analysis, testing and evaluation of complex systems. Obtained during the experiments results have illustrated the applicability of the approach and shows that this approach can promote the development efficiency and the quality of simulation mode.

Автоматизированный анализ алгоритма лесной сортировки на основе n -ричных деревьев с использованием языков MIXAL, C и MATLAB

Пивоваров В.И.
МАИ, г. Москва

В докладе рассматривается автоматизированный подход к анализу сложности алгоритма лесной сортировки с n -ричными деревьями, позволяющий получить количественные данные для каждого рассматриваемого случая и выявить наиболее эффективный метод с учётом количества деревьев и числа потомков.

В целом ряде работ упоминается о том, что эффективность лесной сортировки возрастает при увеличении числа деревьев и в случае достаточно большого их количества может быть сопоставима с эффективностью быстрой сортировки. Приводятся данные о числе сравнений и транспозиций. Однако, в отличие от пирамидальной сортировки, являющейся частным случаем лесной сортировки, отсутствует информация о значениях коэффициентов k_1 и k_2 в $T_{ave}(n) = k_1 \cdot n \cdot \ln(n) + k_2 \cdot n + O(\ln(n))$, которые влияют на эффективность алгоритма и позволяют количественно сравнивать между собой алгоритмы и их модификации.

С целью получения значений коэффициентов k_1 и k_2 и определения эффективности лесной сортировки был разработан автоматизированный подход с применением языков MIXAL, C и MATLAB, который основывается на положениях, предложенных Д.Э. Кнудом.

Язык MIXAL гипотетического компьютера MIX позволяет не только реализовать алгоритм, но и определить минимально-необходимое количество машинных команд. Использование высокоуровневых языков C и MATLAB приводит к автоматизации получения аналитических выражений для среднего времени выполнения отдельных групп команд на языке MIXAL, а затем и всего алгоритма.

С помощью разработанного подхода были получены значения коэффициентов для лесных сортировок с двоичными, троичными и четверичными деревьями. Наряду с обычными алгоритмами была

проанализирована их модификация, предложенная Р. Флойдом. Выявлено, что число деревьев не влияет на коэффициент k_1 , а оказывает влияние только на коэффициент k_2 . Минимальное значение коэффициента k_2 имеет место при трёх/четырёх деревьях и не сильно (менее 10) отличается от значения при одном дереве. Таким образом, увеличение числа деревьев не приводит к росту производительности алгоритма лесной сортировки.

Определён наиболее эффективный алгоритм лесной сортировки, реализация которого на языке С, превзошла по времени сортировки примерно на 10% встроенный в MATLAB алгоритм при среднем размере массива чисел (от 1000 до 10000 элементов).

Automated analysis of forestsorting algorithm based on n-ary tree using MIXAL, C and MATLAB languages

Pivovarov V.I.

MAI, Moscow

The report examines automated approach to the analysis of the forestsorting algorithm complexity with n-ary trees, allowing to get quantitative data for every case and to identify the most efficient method, taking into account the number of trees and the number of descendants.

In a number of works mentioned that the forestsorting efficiency increases with the number of trees. So, in the case of a sufficiently large quantity, it could be compared with the quicksort's efficiency. As evidence shows the numbers of comparisons and transpositions. However, there is no information about the values of the coefficients k_1 and k_2 (unlike heapsort, which is a particular case of forestsorting) in the difficulty formula $T_{avg} = k_1 \cdot n \cdot \ln(n) + k_2 \cdot n + O(\ln(n))$, which affects to the algorithm's effectiveness and enable to quantitatively compare algorithms with each other and their modifications.

An automated approach, which using MIXAL, the MATLAB and C languages, and is based on the provisions proposed by D.E. Knuth, was developed in order to get the values of the coefficients k_1 and k_2 and determine the effectiveness of the forestsorting.

MIXAL language of hypothetical MIX computer allows not only to implement the algorithm, but also to determine the minimum number of machine instructions. Using high-level C and MATLAB languages leads to automation getting analytical expressions for the average execution time of individual command groups on MIXAL language, and then the whole algorithm.

With the help of the developed approach, values of the coefficients for the forestsorts with binary, ternary and quaternary trees were obtained. Along with the usual algorithms, their modification, proposed by R. Floyd, was analyzed. It was revealed that the number of trees does not affect to the k_1 coefficient, and affects only to a coefficient k_2 . The minimum value of the coefficient k_2 holds on three/four trees and not much (less than 10) different from the one tree. Thus, increasing of the tree number does not increase productivity forestsorting algorithm.

The most efficient algorithm for forestsorting was defined. It was implemented in C language, and it surpassed MATLAB built-in Sort algorithm by time near about 10% with the average size of an numbers array (from 1,000 to 10,000 elements).

Особенности определения ламинарно-турбулентного перехода с помощью современных моделей турбулентности на примере простейших геометрий

Платонов И.М., Молчанов А.М., Быков Л.В.

МАИ, г. Москва

Устойчивость пограничного слоя играет значительную роль при проектировании и эксплуатации техники, работающей в условиях сплошной среды. Примером могут служить авиационная и ракетная техника. Для достижения благоприятных аэродинамических характеристик и адекватной тепловой защиты, разработчикам приходится уделять особое внимание такому явлению, как турбулентность пограничного слоя. Известно, что при переходе состояния течения из ламинарного в турбулентное, происходит возрастание значений сопротивления трения на поверхности и тепловых потоков. Имеет смысл отметить, что достаточно часто пиковые значения нагрузки приходится на область переходного течения.

На сегодняшний день проведено большое количество научных работ по определению механизмов потери устойчивости и выявлению различных факторов, оказывающих воздействие как на распад ламинарного течения, так и на выдвигание определенного механизма дестабилизации на доминантную позицию.

После выделения физических явлений, значимых для исследования ламинарно-турбулентного перехода, научное сообщество приступило к математическому описанию происходящих процессов. На протяжении последних 50-ти лет в научных кругах большое внимание уделялось развитию математического аппарата для определения положения точки перехода пограничного слоя к турбулентности, получившая название «линейная теория устойчивости», в которой критерием потери стабильности является отношение критической и начальной амплитуды колебания возмущения. Однако значительным недостатком данного метода является его эмпирика – критерий e^N определяется из эксперимента на простой геометрии. На практике не всегда имеется возможность провести эксперимент, существуют ограничения по продолжительности продувки и по получаемым характеристикам потока.

В качестве альтернативы эмпирическому методу можно предложить математическое моделирование. При этом течение моделируется с помощью системы, состоящей из уравнений Навье-Стокса и модели турбулентности. Новейшие модели турбулентности, как правило, модифицированы для описания ламинарно-турбулентного перехода. При таком подходе наступление переходного режима определяется с помощью критерия перемежаемости, рассчитываемого из соответствующих уравнений модели турбулентности.

Авторами рассмотрены две модели турбулентности, основанные на принципе перемежаемости, применительно к течению на плоской пластине и на скользящем крыле. Обе основаны на модели турбулентности Менгера SST: модель турбулентности γ -Re и модель перемежаемости (γ -модель). Исследовано влияние интенсивности турбулентности набегающего потока, шероховатости поверхности, а также локальное охлаждение поверхности на смещение положения ламинарно-турбулентного перехода. Кроме этого исследована чувствительность моделей турбулентности к геометрическим характеристикам на поверхности.

По результатам исследования можно сделать следующие выводы:

Проведен сравнительный анализ моделей Менгера и их применимости к конкретным условиям течения.

Выполнен ряд расчетов течений для различных поверхностей и скоса потока.

Проведена верификация рассмотренных моделей турбулентности для ряда граничных условий.

Features of the definition of the laminar-turbulent transition using modern models of turbulence for a simple geometries

Platonov I.M., Molchanov A.M., Bykov L.V.

MAI, Moscow

The stability of the boundary layer plays a significant role in the design and operation of equipment working under the conditions of a continuous medium. An example is the aviation and rocketry. To achieve favorable aerodynamic properties and adequate thermal protection, developers have to pay particular attention to the phenomenon of a turbulent boundary layer. It is known that during the transition state of the flow from laminar to turbulent, there is an increase of friction on the surface and the values of heat fluxes. It is worth noting that quite often the peak load values fall on the region of laminar-turbulent transition.

A large number of scientific papers were published on the subject of flow stability and identification of factors affecting both the destabilization of a laminar flow, and the way by which a selected destabilization mechanism becomes dominant.

After the physical phenomena that are relevant for the study of laminar-turbulent transition were identified, the scientific community has begun to mathematically describe such processes. Over the past 50 years, the scientific community paid much attention to the development of the mathematical apparatus for determining the position of the transition point to turbulence in the boundary layer, called "linear stability theory" (LST), in which the criterion of the loss of stability is a critical attitude compared with the initial perturbation amplitude of the perturbations. However, a significant disadvantage of this method is its empiricism - the e^N criterion is determined from an experiment on a simple geometry. In practice, it is not always possible to carry out the experiment, there are limitations on the duration of flushing and flow characteristics obtained.

The mathematical modeling can be offered as an alternative to the empirical method. To perform the mathematical modeling of fluids flow it is necessary to use the Navier-Stokes equations and turbulence models. The latest models of turbulence are usually modified to describe the laminar-turbulent transition. With this approach, the onset of the transition regime is determined by the intermittency criterion, calculated from the corresponding turbulence model equations.

The authors examined two turbulence models based on the intermittency principle applied to the stream on a flat plate and a swept wing. Both are based on the Menter SST turbulence model: the γ -Re turbulence model and the intermittency model (γ -model). The effect of free-stream turbulence intensity, surface roughness, as well as local surface cooling, on laminar-turbulent transition onset. In addition, the sensitivity of turbulence models to geometric features on the surface was studied.

The featured study consists of:

- A comparative analysis of the Menter turbulence models and the applicability to specific flow conditions.
- A series of calculations of flows over different surfaces and geometries.
- The verification of turbulence models using a number of different boundary conditions.

Теплообмен при обтекании сферической головной части летательного аппарата химически неравновесным гиперзвуковым потоком в атмосфере Земли

Попов В.Э., Молчанов А.М.
МАИ, г. Москва

Актуальность работы обусловлена необходимостью максимально точного предсказания параметров тепло-массообмена на поверхности гиперзвукового летательного аппарата при его проектировании. Правильное решение этой задачи позволяет уже на этапе проработки облика оптимизировать его траекторные, геометрические, весовые и компоновочные параметры, и соответственно, определить требования к необходимой тепловой защите аппарата. Для гиперзвукового летательного аппарата особенно важно определить тепловые режимы таких наиболее теплонапряженных участков поверхности как носок фюзеляжа, передние кромки крыльев, кромки входных устройств и т.п. тел.

Как правило, в гиперзвуковых летательных аппаратах указанные элементы имеют форму затупленных тел. В связи с этим в рамках данной работы проводилось исследование термо-газодинамических процессов при обтекании гиперзвуковым потоком сферического тела (моделируя область передняя критическая точка).

Целью данной работы является создание математической модели на базе ANSYS CFX физико-химических процессов поверхности ЛА при полете с гиперзвуковой скоростью в атмосфере, свойства которой могут быть описаны с помощью уравнений сплошной среды.

Для выполнения указанной цели в работе решены следующие задачи:

- Построение расчетной области и расчетной сетки.
- Произведены расчеты для различных скоростях набегающего потока $U=3000\text{ м/с}, 4000\text{ м/с}, 5000\text{ м/с}$ и на высотах $H=30\text{ км}, 50\text{ км}$.
- Анализ полученных результатов.

Heat transfer in flow past a spherical head part of the aircraft chemically nonequilibrium hypersonic flows in the earth's atmosphere

Popov V.E., Molchanov A.M.
MAI, Moscow

The relevance of the work due to the need for the most accurate prediction of the parameters of heat and mass exchange on the surface of a hypersonic aircraft in its design. The correct solution to this problem allows already at the stage of elaboration of the image to optimize its trajectory, geometry, weight, and layout options, respectively, to determine the required thermal protection apparatus. For hypersonic aircraft is especially important to determine the thermal regimes of these the most

heat-stressed parts of the surface as the toe of the fuselage, the front edges of the wings, edges, input devices, etc. tel.

As a rule, hypersonic aircraft, these elements have the form of blunt bodies. In this regard, in this work a study was made of termo-gas dynamic processes in the flow in hypersonic flow of a spherical body (modeling oblast front critical point).

The aim of this work is to create a mathematical model on the basis of ANSYS CFX physico-chemical processes the surface of an aircraft when flying at hypersonic speeds in the atmosphere, whose properties can be described by equations of a continuous medium.

- The construction of the computational domain and computational grid.
- The calculations are made for various free-stream velocities $U=3000\text{m/s}$, 4000m/s , 5000m/s and altitude $H=30\text{km}$, 50km .
- Analysis of the results.

Подход к задаче адаптивного нейросетевого обучения на основе сети гистерезисных микроансамблей

Простов Ю.С., Тюменцев Ю.В.
МАИ, г. Москва

Одна из важнейших научно-технических задач авиационно-космической отрасли заключается в разработке автономных БПЛА, обладающих самостоятельностью в решении заданных прикладных задач без активного участия человека-оператора. Её решение осложняется тем, что всесторонняя формализация поведения такого сложного технического объекта является очень непростой задачей, особенно в условиях изменчивой внешней среды и других неопределённостей.

Среди подходов к решению данной задачи стоит выделить нейросетевой подход, поскольку он делает акцент на способах извлечения и представления необходимых знаний, поэтому зачастую нет необходимости явно задавать модели объектов или явлений. При этом нейронные сети уже успешно применяются в решении задач распознавания и классификации образов, идентификации систем, прогнозирования данных и др.

В данной работе рассматривается подход к решению проблемы стабильности-пластичности в случае непрерывного нейросетевого обучения, которая заключается в том, что система должна непрерывно обучаться и интегрировать извлекаемые знания в память так, чтобы не разрушались или же подвергаться минимальному искажению уже имеющиеся знания.

В частности, в работе рассматривается применение предложенной ранее модели гистерезисного микроансамбля [1]. Особенность модели заключается в том, что в зависимости от состояния т.н. управляющего параметра (УП) сети микроансамбль может функционировать в одном из двух режимов: «мягком» и «жёстком» (когда значение УП мало и велико соответственно). В первом случае кривая отклика на входной сигнал является гладкой непрерывной функцией (сигмоидальной) и скорость изменения синаптических весов невелика. Во втором случае кривая отклика – квази-бинарная функция и скорость изменения весов увеличивается пропорционально значению УП.

Если значение УП будет соответствовать оценке новизны входных данных, что может быть основано, например, на использовании т.н. карт внимания [2], то

незнакомые образы будут сохраняться в сети в виде мгновенного ситуационного снимка, который в дальнейшем за счёт медленных весовых изменений может быть подвергнут глубоким интеграционным процессам. При этом знакомые образы будут вносить лишь небольшие статистические поправки в структуру сети.

1. Prostov Yu.S., Tiumentsev Yu.V. A hysteresis micro ensemble as a basic element of an adaptive neural net // Optical Memory and Neural Networks (Information Optics). – 2015, Vol. 24, No. 2. – pp. 116-122.

2. Bruce N. D. B., Tsotsos J. K. Saliency, attention, and visual search: An information theoretic approach // Journal of vision. – 2009, Vol. 9, No. 3.

An adaptive learning approach to neural networks based on hysteresis micro ensembles

Prostov Yu.S., Tiumentsev Yu.V.

MAI, Moscow

Development of autonomous UAV with self-sufficiency in solving of variety of tasks without active involvement of a human operator is the one of the most important scientific and technical challenges in aerospace industry. It is complicated by fact that behavior of such complex technical object is very difficult to formalize mathematically especially in case of the changeable environment and the existence of other uncertainties.

Among various approaches to solve the problem a neural network approach deserves attention because it focuses on a useful knowledge retrieving and representation methods and there is often no need to explicitly define some models for objects and phenomena. Neural networks already successfully applied to solve a variety of tasks like an object recognition and classification, system identification, data forecasting, etc.

We propose an approach to solve the stability-plasticity problem in case of continuous neural network learning. It means that neural network based system must continuously extracting knowledge and integrating it into the memory while already existing knowledge should not be broken or at least distorted minimally.

Particularly we consider a neural network based on the previously proposed model of hysteresis micro-ensemble [1]. The feature of the model is that it has two operational modes depending on the value of the control parameter (CP). In the “soft” mode (the value of CP is low) the tuning curve is a smooth continuous sigmoid-like function and the rate of synaptic weights changes is low. In the “hard” mode (the value of CP is high) the tuning curve is a quasi-binary function and the rate of weights changes is proportional to the value of CP.

The value of CP can be considered as an estimation of the input pattern novelty – for example, it can be based on a saliency map approaches [2]. In such case pattern with the high novelty value will be stored in the network as instant situational picture and then it will be affected by deep integrational processes due to slow weight changes. On the other hand a familiar pattern will lead to small changes by making statistical adjustments to the existing structure of the network.

1. Prostov Yu.S., Tiumentsev Yu.V. A hysteresis micro ensemble as a basic element of an adaptive neural net // Optical Memory and Neural Networks (Information Optics). – 2015, Vol. 24, No. 2. – pp. 116-122.

2. Bruce N. D. B., Tsotsos J. K. Saliency, attention, and visual search: An information theoretic approach // Journal of vision. – 2009, Vol. 9, No. 3.

Влияние геометрии на характер и структуру конвективного течения

Ребане М.К., Пунтус А.А.

МАИ, г. Москва

Конвекция – перенос энергии потоками жидкости или газа. Конвективные течения наблюдаются во многих атмосферных и океанических процессах, а также в разнообразных технических устройствах. Конвекция используется как в бытовых отопительных приборах, так и при, к примеру, выращивании кристаллов. Тем, что данное явление имеет свои приложения в таком множестве областей, обуславливается интерес к изучению характера и структуры различных конвективных течений.

Однако экспериментальное изучение конвективных течений сложно реализуемо за счет высокой стоимости и длительного времени проведения исследований, численные же методы позволяют менять различные параметры задачи и быстро получать графические и числовые данные, интересующие нас в каждом конкретном случае.

Программный модуль ANSYS FLUENT имеет широкий спектр возможностей моделирования течений жидкостей и газов для промышленных задач с учетом турбулентности, теплообмена, химических реакций. К примерам применения FLUENT можно отнести задачи обтекания крыла, горение в печах, течение внутри барботажной колонны, внешнее обтекание нефтедобывающих платформ, течение в кровеносной системе, конвективное охлаждение сборки полупроводника, вентиляция в помещениях, моделирование промышленных стоков. Специализированные модели горения, аэроакустики, вращающихся/неподвижных расчетных областей, многофазных течений серьезно расширяют области применения базового продукта. [1]

Проведено численное исследование конвективных течений в программном пакете ANSYS FLUENT, возникающих между вертикальными параллельными пластинами с различными температурами. Число Прандтля было постоянным $Pr=0.71$, как и температуры пластин $T_1=1000K$, $T_2=2000K$, варьировалось соотношение геометрических размеров пластин и расстояний между ними: L/w , которое принимало значения $1/10$, $1/4$, $1/2$, 1 , 2 , 4 , 10 . Для численного моделирования конвективных течений использовалось приближение Буссинеска.

Построены графики зависимости средней кинетической энергии от времени для каждого из случаев, график зависимости времени выхода в установившееся течение от соотношения геометрических размеров пластин, представлены данные по распределению скоростей и температур между пластинами, что позволяет глубже понять механизм переноса энергии между параллельными пластинами с разными температурами.

Литература: 1. <http://www.cae-expert.ru/product/ansys-fluent>

Influence of geometry on character and structure of convective current

Rebane M.K., Puntus A.A.

MAI, Moscow

Convection is an energy transfer by liquid or gas flows. Convective currents can be observed in many atmospheric and oceanic processes and in a variety of technical devices. Convection is used in household heating equipment and during crystal growing, for example. The fact that described phenomena has applications in such many areas explains why studying the character and the structure of different convective currents is so interesting.

However, experimental research of convective current is hard to perform due to high costs and a long time needed. Numerical methods, on the other side, allow to vary different parameters of the problem and to get graphic and numerical data that are needed in each specific case quickly.

ANSYS Fluent software contains the broad physical modeling capabilities needed to model flow, turbulence, heat transfer, and reactions for industrial applications—ranging from air flow over an aircraft wing to combustion in a furnace, from bubble columns to oil platforms, from blood flow to semiconductor manufacturing, and from clean room design to wastewater treatment plants. Fluent covers a broad reach, including special models with capabilities to model in-cylinder combustion, aero-acoustics, turbomachinery and multiphase systems. [1]

Numerical study of convective currents appearing between parallel planes with different temperatures was undertaken using ANSYS Fluent software. Prandtl number was constant $Pr=0.71$, so as the temperatures of the planes $T_1=1000K$, $T_2=2000K$, ratio of geometrical sizes of plates to distance between them: L/w varied, it took following values: $1/10$, $1/4$, $1/2$, 1 , 2 , 4 , 10 . For numerical modeling of convective currents Boussinesq approximation was used.

Plots of average kinetic energy as a function of time and of time taken to achieve stationary current as a function of ratio of geometrical sizes of plates to distance between them were created. Velocity and temperature distribution data is provided, allowing to understand the mechanism of energy transfer processes between parallel planes with different temperatures.

Literature: 1. <http://www.ansys.com/Products/Fluids/ANSYS-Fluent>

Субоптимальное оценивание траектории спускаемого аппарата по непрерывным измерениям его перегрузки

Рик А.А., Руденко Е.А.

МАИ, г. Москва

Рассматривается задача автономной навигации летательного аппарата на участке аэродинамического торможения в атмосфере Марса. Движение аппарата описывается системой обыкновенных дифференциальных уравнений плоского продольного движения центра масс, так что его вектор состояния является трехмерным (скорость, высота, угол наклона траектории). Из-за начальных ошибок входа в атмосферу возникает большая априорная неопределенность текущего состояния аппарата, которая препятствует удачному завершению процесса спуска. Для апостериорной оценки траектории используется информация, получаемая непрерывно от датчиков перегрузки, которые установлены на гиросtabilизированной платформе, ориентированной по местной вертикали. В результате со случайными погрешностями измеряются проекции вектора перегрузки на оси планетной системы координат, так что вектор наблюдений двумерен. Требуется путем обработки измерений на

борту в реальном времени получать как можно более точные оценки параметров траектории в каждый момент времени.

В данной работе исследуется эффективность оценивания траектории различными субоптимальными нелинейными фильтрами. Это простейшее приближение к фильтру Стратоновича, известное как обобщённый фильтр Калмана, который основан на линеаризации модели в окрестности оценки. Однако этот фильтр является довольно медленным, так как нахождение вектора оценки сопровождается ещё и вычислением матрицы апостериорных ковариаций ошибки оценивания. Поэтому рассмотрено и подобное линеаризованное приближение к быстрому фильтру оптимальной структуры, который является развитием фильтра Пугачёва. В этом алгоритме оценивания случайная матрица ковариаций заменяется детерминированной, что уменьшает трудоёмкость вычислений. Её значения вместе с другими параметрами фильтра находятся методом Монте-Карло заранее, до начала процесса оценивания. Такое статистическое моделирование объекта, измерителя и фильтра аналогично решению уравнения Риккати при построении линейного фильтра Калмана.

Для решения этой и других подобных задач непрерывной нелинейной фильтрации на языке MATLAB была создана программа статистического моделирования рассмотренных фильтров. Ее развитый интерфейс позволяет:

- изменять числовые параметры объекта и измерителя;
- строить траектории переменных состояния и их оценок;
- строить графики статистических характеристик переменных;
- выбирать алгоритм фильтрации и способ интегрирования.

В докладе приводятся графики сравнительного статистического моделирования указанных фильтров.

Suboptimal estimation of the landing module course based on the continuous measurement of its overload

Rick A.A., Rudenko E.A.
MAI, Moscow

Here the flying module's autonomous navigation on the aerodynamic braking track in the Mars' atmosphere will be discussed. The module's trajectory can be defined using the framework of a simple flat longitudinal center mass motion differential equations; that results in its state vector being three-dimensional (speed, height and inclination's angle of the trajectory). Due to the initial error of the atmosphere penetration, there is a greater uncertainty of the current device's state a priori, which obstructs the successful landing process completion. Information continuously obtained from overload sensors, which are set on a local vertical faced gyro-stabilized platform used for a posteriori trajectory evaluation. Therefore, overload vector projections on the axis of the planetary coordinate system are measured with random errors; that results in an observed vector being two-dimensional. By the data analysis on the module's board in real time a more accurate course estimation parameters should be achieved at any given time.

In the paper we investigate the efficiency of different suboptimal non-linear filters for the trajectory assessment. This will include the simplest approach to Stratonovich filter, also known as extended Kalman filter based on a linear quadratic estimation in

diffusion measurement. However, this filter is relatively slow as finding estimation vector is accompanied by the covariance matrix of a posteriori computation error calculating. Hence, a similar linearized approximation to the quicker optimal structure filter, which is Pugachev filter variation, is reviewed. In this algorithm the random covariance matrix estimation is replaced by a determined one, eventually reducing the computing complexity. Its value is calculated in advance based on Monte Carlo method along with other filter options. Such statistical modeling of the measuring object and filter is comparable to the Riccati equation solution in the linear Kalman filter.

To address this and other similar problems of continuous non-linear filtering in the MATLAB language a statistical program of modeling filters discussed above was developed. This program's interface allows to:

- estimate the numerical parameters of the object and the measuring instrument;
- build the trajectory of state variables and their evaluations;
- plot the statistical characteristics of the variables;
- choose the filtering algorithm and method of integration.

The report provides the comparative charts of statistical modeling of the filters mentioned above.

Применение метода итерационного программирования в задаче нахождения оптимального управления с неполной обратной связью

Родионова Д.А.
МАИ, г. Москва

Разработано алгоритмическое и программное обеспечение применения метода итерационного динамического программирования к решению задачи синтеза оптимального управления нелинейными непрерывными детерминированными динамическими системами с неполной обратной связью по вектору состояния. Ранее данная процедура была успешно применена для нахождения оптимального управления в системах с полной обратной связью и для нахождения программного управления.

Для решения задачи синтеза оптимального управления был осуществлен переход к задаче поиска коэффициентов закона управления, представленного в виде функции насыщения, учитывающей ограничения на величину управления и содержащей в качестве аргумента сумму произведений ортонормированных функций, образующих базисную систему. При этом использовалась информация о времени и о некоторых компонентах вектора состояния, то есть решалась задача синтеза оптимального управления с неполной обратной связью. Для нахождения законов управления использовалась процедура мультавтраекторного попятного движения, что позволило перейти к задаче параметрической оптимизации. Решение этой задачи осуществлялось с применением метода случайного поиска глобального условного экстремума с последовательной редукцией области исследования (метод Luus-Jakola).

Данный метод принадлежит к группе метаэвристических методов глобальной оптимизации. Он основан на том, что из некоторой начальной точки, применяя равномерное распределение, генерируется определенное количество случайных точек, в которых находится значение оптимизируемой функции. Среди

полученных точек выбирается наилучшая, и процесс продолжается из нее, при этом размеры множества поиска уменьшаются. После определенного числа итераций размеры множества поиска восстанавливаются (происходит переход к новому «проходу»). Данный метод в комбинации с методом итерационного динамического программирования ранее уже использовался для нахождения оптимального программного управления и для нахождения оптимального управления с полной обратной связью.

На основе предложенного подхода создан алгоритм решения задачи синтеза оптимального управления с неполной обратной связью и создано соответствующее программное обеспечение. Среда разработки Microsoft Visual Studio 2010, язык программирования C#. Получено решение несколько модельных задач, демонстрирующих эффективность предложенного метода, а также прикладной задачи управления. Результаты решения задачи сравнивались с программным управлением, а также с управлением с полной обратной связью.

Application of iterative dynamic programming in incomplete feed-back optimal control problems

Rodionova D.A.

MAI, Moscow

In this work, an algorithm and software for application of iterative dynamic programming in incomplete feedback optimal control problems for nonlinear continuous deterministic systems were developed. This procedure has been successfully applied before to the synthesis of optimal control, including systems with complete feedback.

In order to solve the optimal control problem we make a transition to the problem of control law's coefficient determination, where the control law is presented as a saturation function which takes into account the limitations for the control and that contains as an argument a sum of orthonormal functions' products. These orthonormal functions constitute a basis system, for example, Legendre polynomials. In doing so, we use the information about time and certain coordinates of the state vector, in other words, we solve an incomplete feedback optimal control problem. In order to find the control laws, we applied multi-trajectory retrograde motion procedure, which allowed us to make a transition to parametric optimization problem. This problem was solved using the random search with systematic reduction in the size of search region global optimization method (the Luus-Jaakola method).

This method belongs to a group of metaheuristic global optimization methods. It's based on the following procedure: from a certain starting point, using random distribution, some number of random points is generated, in which we find optimized function's values. We choose the point that provides the best function value and repeat the procedure from this point, reducing the size of the search region. After a certain number of iterations we recover the search region size, completing a pass. A combination of this method and iterative dynamic programming was previously applied to the synthesis of complete feedback optimal control in nonlinear deterministic systems.

An algorithm and software were developed, based on the suggested approach, using Microsoft Visual Studio 2010 and C# programming language. A few model examples were solved, proving the efficiency of the suggested method,

including an applied problem. The results were compared to the ones previously received while solving the complete feedback optimal control problem.

Применение дискретной модели жидкости в исследовании многофазных процессов со сверхзвуковыми течениями газа

Кудимов Н.Ф., Рухлов Н.А., Третьякова О.Н.

МАИ, г. Москва

Для моделирования многофазных процессов в вычислительной гидродинамике существует несколько подходов, описывающих фазы и их взаимодействие. При каждом подходе учитывается характер рассматриваемого процесса. В случае взаимодействия газовых сверхзвуковых струй с водокапельной фазой, требуется рассматривать модель, учитывающую характер распыления и дробления водяных капель.

Рассматривается возможность применения дискретной модели жидкостной фазы при исследовании влияния активной водоподдачи в сверхзвуковую струю. Особенностью этой модели можно считать описание жидкостной фазы как множество частиц Лагранжа сферической формы. В такой постановке, как и в постановке Эйлера, учитывается тепло- и массоперенос, а также присутствуют модели дробления и слияния капель, что позволяет напрямую описывать дисперсность среды.

С учетом имеющихся на сегодняшний день вычислительных методик модель может подходить для решения конкретных задач, связанных с описанием водокапельных струй с учетом дробления и слияния капель. Также рассматриваются физические эффекты, вызванные влиянием модельных водяных струй в виде капель на сверхзвуковые струи. Одним из таких эффектов является снижение энергии турбулентных пульсаций (вихрей), что является признаком снижения акустических пульсаций струи. Таким образом, можно говорить об исследовании влияния водоподдачи на акустические пульсации в горячих турбулентных струях в рамках данного подхода.

1. Снегирёв А.Ю., Липьяйнен А.Л., Бондаренко Д.А., Лехугер Б. Структура и динамика турбулентной газокапельной струи перегретой огнетушащей жидкости. Численное моделирование // Труды пятой Российской национальной конференции по теплообмену. В 8 томах (25-29 октября 2010 г, Москва). Т. 5 Двухфазные течения. Дисперсные потоки и пористые среды. – М.: Издательский дом МЭИ, 2010. – 258 с.

2. Baumgarten C. Mixture Formation in Internal Combustion Engines // Springer, 2006, - 310P.

3. Seiner J.M., Ponton M.K., Bernard J.J., Lagen N.T. The effects of temperature on supersonic jet noise emission. // AIAA 92-02-046

The use of discrete fluid model in the research of multiphase processes with supersonic flows of gas

Kudimov N.F., Rukhlov N.A., Tretiyakova O.N.

MAI, Moscow

There are several approaches that describe the phase and their interaction for the modeling of multiphase processes in computational fluid dynamics. Each approach takes

into account the nature of the concrete process. In the case of interaction of supersonic gas jets with droplet water phase is required to consider a model that takes into account the nature of the spraying and grinding of water droplets.

Have been consider the possibility of application and features of discrete model of liquid phase in the research of the effect of active water supply in the supersonic jet. A special feature of this model can be considered a description of the liquid phase as a set of Lagrange spherical particles, which as in the present formulation of the Euler have heat and mass transfer, the movement transfer, and there are also models of splitting and merging of droplets, which allows you to directly describe the dispersion of the phase.

Research shows that the model is one of the most suitable to the specific needs taking into account currently available computational techniques. It also discusses the physical effects of the influence of the model of water jets in the form of droplets on the supersonic plume. One of such effects is to reduce the energy of turbulent fluctuations (eddies), which is a sign of decrease acoustic pulsations of jet. Thus, we can talk about the study of the effect of water supply in the framework of this approach to acoustic pulsations in hot turbulent jets.

Bibliography:

1. Snegirëva Yu., Lipaynen A.L., Bondarenko D.A., Lehugeur B. Structure and dynamics of turbulent gas-drop jet of superheated fire-extinguishing liquid. Numerical simulation // Proceedings of the Fifth Russian National conference on heat transfer. In 8 volumes (25-29 October 2010, Moscow). T. 5 Two-phase flow. Dispersed flow and porous media. - M.: MEI Publishing House, 2010. - 258 p.
2. Baumgartenc C. Mixture Formation in Internal Combustion Engines // Springer, 2006, - 310P.
3. Seiner J.M., Ponton M.K., Bernard J.J., Lagen N.T. The effects of temperature on supersonic jet noise emission. // AIAA 92-02-046

О прогнозировании состояний для нелинейных стохастических систем со скачкообразной компонентой методом частиц

Аверина Т.А.^{1,2}, Рыбаков К.А.³

¹ ИВМиМГ СО РАН, ² НГУ, г. Новосибирск; ³ МАИ, г. Москва

Рассматривается задача прогнозирования в нелинейных стохастических системах диффузионно-скачкообразного типа. Тип системы определяется моделью объекта наблюдения. В рассматриваемом случае модель объекта наблюдения задается стохастическим дифференциальным уравнением, содержащим как диффузионную, так и скачкообразную компоненту. Модель измерительной системы задается стохастическим дифференциальным уравнением, содержащим только диффузионную компоненту. Задача прогнозирования состоит в нахождении апостериорной плотности вероятности вектора состояния объекта наблюдения в будущий момент времени по результатам косвенных измерений этого вектора состояния, имеющимся к текущему моменту.

Один из вариантов метода решения этой задачи, основанный на моделировании траекторий вспомогательной стохастической системы с разрывами, обрывами и ветвлениями, был предложен в работе [1]. В данной работе предложен алгоритм прогнозирования с помощью метода частиц (фильтра частиц) [2], в результате чего траектории вспомогательной

стохастической системы имеют только разрывы. Так как эти траектории не обрываются и не ветвятся, то для их моделирования были использованы известные подходы, ранее успешно применяемые при анализе нелинейных стохастических систем со скачкообразной компонентой [3]. Вместо обрывов и ветвлений моделировались весовые коэффициенты, определяющие наряду с траекториями вспомогательной стохастической системы решение задачи прогнозирования.

Литература: [1]. Аверина Т.А., Рыбаков К.А. О прогнозировании состояний стохастических дифференциальных систем с пуассоновской составляющей // Проблемы оптимизации сложных систем. XI Международная Азиатская школа-семинар, Чолпон-Ата, 27 июля – 7 августа 2015 г.: Тр. конф. Ч. 1. – 2015. – С. 16–24. [2]. Del Moral P. Feynman–Kac Formulae: Genealogical and Interacting Particle Systems with Applications. – Springer, 2004. [3]. Аверина Т.А., Рыбаков К.А. Два метода анализа стохастических систем с пуассоновской составляющей // Дифференциальные уравнения и процессы управления. – 2013, № 3. – С. 85–116.

Работа выполнена при частичной финансовой поддержке РФФИ (проект № 14-01-00787-а).

Extrapolation for nonlinear stochastic systems with jumps by particle method

Averina T.A.^{1,2}, Rybakov K.A.³

¹ ICMMG SB RAS, ² NSU, Novosibirsk, ³ MAI, Moscow

An extrapolation problem for nonlinear jump-diffusion stochastic systems is considered. A type of the stochastic system is determined by the observation object model, it is described by a stochastic differential equation containing diffusion and jump components. The measuring system model is given by a stochastic differential equation containing only diffusion component. The extrapolation problem is to find the posterior probability density of the state vector in future time moment based on the measurements available to the current time.

The method of solving this problem based on modeling trajectories of the auxiliary stochastic system with jumps, terminatings and branchings was proposed in [1]. Now we present another extrapolation algorithm, using the particle method (the particle filter) [2]. Here, the auxiliary stochastic system may have jumps only. Since its trajectories have not terminatings and branchings, the known methods were used for modeling. These methods were applied successfully for the analysis of nonlinear stochastic systems with jumps [3]. It was simulated weights instead terminatings and branchings, these weights with trajectories of the auxiliary stochastic system solve the extrapolation problem.

References: [1]. Averina T.A., Rybakov K.A. Extrapolation for stochastic differential systems with jumps // 11th International Asian Seminar “Optimization Problems of Complex Systems”, Cholpon-Ata, 27 July – 7 August 2015: Proceedings. Part. 1. – 2015. – P. 16–24. (In Russian) [2]. Del Moral P. Feynman–Kac Formulae: Genealogical and Interacting Particle Systems with Applications. – Springer, 2004. [3]. Averina T.A., Rybakov K.A. Two methods for analysis of stochastic systems with Poisson component // Differential Equations and Control Processes. – 2013. No. 3. – P. 85–116. (In Russian)

This work is partially supported by RFBR grant 14-01-00787-a.

Особенности сведения задач аппаратной оптимизации диагностических моделей к классическим задачам комбинаторной оптимизации

Савкин Л.В.

Радиофизика, г. Москва

Целью работы является разработка единого графоаналитического подхода по методам статической и динамической оптимизации диагностических моделей (ДМ) бортовых систем управления (БСУ) космических аппаратов (КА), реализуемых посредством аппаратных реконфигурируемых вычислительных платформ (РВП). РВП, в свою очередь, строятся на базе программируемых логических интегральных схем (ПЛИС) преимущественно FPGA класса.

К категории задач статической аппаратной оптимизации предложено относить задачи корректировки орграфа ДМ, когда целевая конфигурационная функция выделенных фрагментов РВП системы контроля и диагностики (СКД) $K = \text{const}$. В тоже время, к категории задач динамической аппаратной оптимизации предложено относить задачи корректировки орграфа ДМ, когда целевая конфигурационная функция выделенных фрагментов РВП СКД зависит от времени, т.е. $K = K(t)$. При этом все процедуры динамической аппаратной оптимизации ДМ подразумевают использование РВП СКД с динамической реконфигурацией выделенных функциональных фрагментов (архитектур).

Ввиду графоаналитического представления всех ДМ БСУ КА, многие процедуры аппаратной оптимизации ДМ очень часто можно сводить к решению различных классических задач комбинаторной оптимизации на графах, причем в явном виде. Так, в частности, показаны следующие примеры сведения задач аппаратной оптимизации ДМ БСУ КА к классическим комбинаторным задачам:

- построение на базе РВП СКД дерева константных неисправностей, зарегистрированных на условных аппаратных уровнях БКУ КА, с помощью решения задачи о назначении целей графоаналитическим методом;
- выбор функционально незадействованной области РВП СКД при смещении целевого конфигурационного графа на несколько ($n = 1 \dots 18$) конфигурируемых логических блоков (КЛБ) на основе решения задачи о поиске минимального остовного дерева по алгоритму Краскала;
- два способа идентификации «запрещенных» КЛБ-вершин при начальном формировании целевого конфигурационного графа на основе алгоритмов Дейкстры и Флойда-Уоршелла.

Представлены результаты моделирования рассмотренных способов аппаратной оптимизации ДМ БКУ КА в программной среде Xilinx ISE Design Suite.

Features of convergence of the hardware optimization tasks of diagnostic models to classical combinatorial optimization tasks

Savkin L.V.

PSC "Radiofizika", Moscow

The purpose of operation is development of uniform graphic-analytical approach by methods of static and dynamic optimization of the diagnostic models (DM) of the

spacecraft onboard control systems (OCS) realized by means of the hardware reconfigurable computing platforms (RCP). In turn RCP are built on the basis of the programmable logic integrated circuits (PLIC) preferentially of a FPGA class.

To category of tasks of static hardware optimization is offered to refer tasks of adjustment of the digraph DM when target configuration function of the selected RCP fragments of the monitoring and diagnostics system (MDS), or when $K = \text{const}$. In too time to category of tasks of dynamic hardware optimization is offered to refer tasks of adjustment of the digraph DM when target configuration function of the selected fragments of RCP MDS depends on time, i.e. $K = K(t)$. At the same time all procedures of dynamic hardware optimization of DM imply use of RCP MDS with the dynamic reconfiguration of the selected functional fragments (i.e., architectures).

In view of graphic-analytical representation of all DM of the spacecraft OCS many procedures of the hardware optimization of DM can very often be reduced to the solution of different classical combinatorial optimization tasks on the graphs, and in an explicit form. So, in particular, the following examples of convergence of the hardware optimization tasks of DM of the spacecraft OCS to classical combinatorial tasks are shown:

- creation on the basis of RCP MDS of a tree of the constant failure registered at the spacecraft OCS conditional hardware levels by means of the solution of the task on assignment of the purposes by a graphic-analytical method;
- a choice functionally uninvolved area of the RCP MDS in case of offset of a target configuration graph on several ($n = 1 \dots 18$) the configurable logic blocks (CLB) on the basis of the solution of the task on search of the minimum spanning tree on Kraskal's algorithm;
- two methods of identification of the "forbidden" CLB-vertices in case of initial formation of a target configuration graph on the basis of Dijkstra's and Floyd-Uorshella's algorithms.

Results of simulation of the considered methods of the hardware optimization of DM of the spacecraft OCS in a software environment of Xilinx ISE Design Suite are provided.

Оптимизация крейсерского полета самолета в условиях пространственного сдвига ветра

Сагалаков А.Э., Филафьев А.С.
ЦАГИ, г. Жуковский

Рассмотрена задача оптимизации крейсерского полета самолета по критерию расхода топлива и быстродействия с учетом пространственного распределения ветра. Решение данной задачи приближает реализацию перспективной концепции «свободного» полета, которая не ограничивает траектории полета эшелонированными воздушными коридорами. Задача решалась с помощью принципа максимума Понтрягина в рамках гипотезы квазистационарности. Это позволяет получить синтез оптимального закона управления, зависящего только от фазовых координат. На основе метода продолжения решения по параметру создана регулярная численная процедура оптимизации маршрутов для произвольного пространственного распределения ветровых потоков.

Для «канонических» моделей ветра получены аналитические решения. Исследовано влияние параметров таких моделей на структуру оптимальных решений и функционал.

На примере самолета Boeing 767-300ER показано, что в условиях ветра оптимальные траектории, имеющие сугубо пространственный характер, могут существенно отличаться от традиционного крейсерского полета. Показано, что оптимальный учет ветровой обстановки позволяет получить заметный выигрыш по сравнению с полетом в плоскости большого круга не только при попутном ветре, но и при полете по замкнутому маршруту.

Разработанная методика и комплекс программ будут полезны как для автоматизированной прокладки оптимальных маршрутов перед полетом, так и их оптимальной коррекции в полете при изменении ветровой обстановки. Это позволяет существенно повысить топливную эффективность летательных аппаратов. При этом эффект от оптимального использования ветра может качественно повлиять на результаты системного анализа эффективности авиационного парка и логистики его использования.

Optimization of the aircraft cruise flight in terms of spatial wind shear

Sagalakov A.E., Filatyev A.S.

TsAGI, Zhukovskiy

The problem of optimization of aircraft cruise flight, taking into account the spatial distribution of the wind, is considered. The criterion of optimization is fuel consumption and time. The solution of this problem brings to the realization of forward-looking concept of "free" flight, which does not restrict the flight path by air corridors. The problem is solved by the Pontryagin maximum principle in the framework of the quasi-stationary hypothesis. It allows to obtain the synthesis of the optimal control law, which depends only on the phase coordinates. On the basis of the continuation method a regular numerical procedure for route optimization for random spatial distribution of wind flows is created.

Analytical solutions are obtained for the "canonical" wind patterns. The influence of the parameters of such models on the structure of optimal solutions and functional is investigated.

By way of example Boeing 767-300ER it is shown that under the wind the optimal trajectories, which are purely spatial, can significantly differ from the traditional cruise flight. It is shown that the optimal account of wind conditions allows to get a significant gain in comparison with the great circle flight, not only in the tail wind flight, but also in the closed route flight.

The developed methodology and set of programs will be useful for automated laying of optimal routes before takeoff, and their optimal correction en route when the wind conditions are changed. It can significantly increase the fuel efficiency of aircraft. Besides, the effect of the optimal use of wind can qualitatively affect on the results of system analysis of the effectiveness of the aircraft fleet and logistics.

Программная реализация метода Бройдена для решения систем нелинейных уравнений

Самохин И.А.

НПП «Темп», г. Москва

В работе показано, что величина постоянной времени физических процессов, которые существуют при работе гидравлических агрегатов систем автоматического управления двигателем, может варьироваться в пределах от 10^5 до 10^8 . Это значит, что шаг интегрирования при решении такой системы уравнений должен быть как минимум такого же порядка. При решении задач, содержащих большое количество нелинейных уравнений, использование такого шага интегрирования сильно затормозит процесс решения. Выходом из такой ситуации является применение различных итерационных методов решения систем нелинейных уравнений вида $F(x_1, x_2, x_3, \dots, x_n)$.

В работе рассмотрен основной из наиболее используемых итерационных методов решения систем нелинейных уравнений вида $F(x_1, x_2, x_3, \dots, x_n)$ - метод Ньютона-Рафсона. Выявлены недостатки такого метода решения и предложен альтернативный метод секущих Бroyдена.

Работа содержит реализацию метода секущих Бroyдена для решения систем нелинейных уравнений на языке программирования высокого уровня. Данный метод позволяет сократить машинное время расчета, так как он не предполагает затрат на вычисление дополнительных функции и излишнего использования памяти. По данному методу был разработан алгоритм, по которому была создана программа на языке программирования С. Программа реализована по модульному принципу и может быть использована в составе другого программного обеспечения.

Software implementation Broyden's method for solving systems of nonlinear equations.

Samokhin I.A.

Scientific and Production Enterprise "Temp", Moscow

It is shown that the value of the time constant of the physical processes that exist at the hydraulic units of automatic engine management systems can range from 10^5 to 10^8 . This means that the integration step in solving a system of equations must be at least of the same order. When solving problems containing a large number of non-linear equations, the use of such a step integration greatly slow down the process of decision. The way out of this situation is the use of a variety of iterative methods for solving systems of nonlinear equations of the form $F(x_1, x_2, x_3, \dots, x_n)$.

The paper considers the basic of the most used iterative methods for solving systems of nonlinear equations of the form $F(x_1, x_2, x_3, \dots, x_n)$ - Newton-Raphson method. Disadvantages of this method of solution and the alternative the Broyden's method of intersecting.

The work contains the implementation of the method of intersecting Broyden for solving systems of nonlinear equations on a high-level language programming. This method allows to reduce machining time calculation, since it does not involve additional costs for the calculation of function and excessive memory usage. According to this method, an algorithm was developed, and the program in C was created. The program is implemented in a modular fashion and may be used as part of another software.

Алгоритм сокращения механизмов газофазных химических реакций

Сафиуллин И.И., Никандрова М.В.

На сегодняшний день механизмы горения углеводородных топлив включают десятки веществ и сотни реакций [1], связи с этим не могут быть полностью внесены в пакеты моделирования многомерных течений. Предварительно эти механизмы необходимо сократить, тем более, что большинство веществ и реакций оказывают незначительное влияние на характеристики процессов. В докладе представлен один из алгоритмов сокращения таких механизмов. Моделями горения, в рамках которых выполняется редукция являются: реактор идеального смешения, реактор идеального вытеснения и модель химически неравновесного течения в сопле.

Исходными данными для редуцирования являются: заданная область сокращения по: α_{ox} (коэффициент избытка окислителя), температуре (T), давлению (P); «полный» механизм реакций, который требуется сократить; набор веществ, обязательно учитываемых в сокращенном механизме (целевые вещества); значения коэффициентов редукции (пороги) и минимально учитываемые концентрации.

К каждой точке сокращения применяются 3 последовательные процедуры: метод «зацепления» с формированием первого сокращенного механизма. Далее выполняется его анализ по скоростям реакции и исключаются несущественные вещества (соответствующие им реакции) с формированием промежуточного механизма. В последней процедуре оценивается влияние каждой реакции. Несущественные реакции исключаются, и формируется окончательный сокращенный механизм.

Предложенная техника сокращения была применена для реагирующей системы «СН₄ + воздух» в области изменения параметров: $T = 1600\text{--}2400$ К; $P = 1$ атм.; $\alpha_{ox} = 0,7\text{--}1,4$. Исходный механизм содержал 131 реакцию.

Работа выполнена при финансовой поддержке Российского Фонда Фундаментальных Исследований и правительства Республики Татарстан (Грант № 15-48-02454/2015).

Литература

1. Glaude P.A., Battin-Leclerc F., Fournet R. et al. Construction and simplification of a model for the oxidation of alkanes. *Combustion and Flame*, 2000, Vol. 122, pp. 451-462.
2. В.Г. Крюков, А.Л. Абдуллин, И.И. Сафиуллин. Метод поэтапного сокращения механизма реакций для сложных реагирующих систем. *Вестник казанского технологического университета*. – 2014. – Т. 17. – № 11. – С. 168–173.

Algorithm of reduction the mechanisms of gas-phase chemical reactions

Safiullin I.I., Nikandrova M.V.

KNRTU-KAI, Kazan

Today mechanisms of burning of hydrocarbon fuels include tens of substances and hundreds of reactions [1] and therefore cannot be completely brought in packages of modeling of multidimensional currents. Previously, these mechanisms need to be reduced, especially as the majority of substances and reactions exert insignificant impact on characteristics of processes. One of algorithms of reduction of such

mechanisms is presented in the report. Reduction algorithm is performed for the following models of burning: the well-stirred reactor, the reactor of ideal replacement and model of chemically nonequilibrium current in a nozzle.

Basic data for reduction are: the set area of reduction on: α_{ox} (excess oxidizer ratio), to temperature (T), pressure (P); the "full" mechanism of reactions which is required to be reduced; a set of the substances which are surely considered in the reduced mechanism (target substances); values of coefficients of a reduction (thresholds) and minimum considered concentration.

Three consecutive procedures are applied to each point of reducing: the method of "engagement" with formation of the first reduced mechanism. Further its analysis on speeds of reaction is made and the insignificant substances (corresponding to them reaction) with formation of the intermediate mechanism are excluded. In the last procedure influence of each reaction is estimated. Insignificant reactions are excluded, and the final reduced mechanism is formed.

The offered technology of reduction was applied to the reacting «CH₄ + air» system in the field of change of parameters: T = 1600–2400 K; P = 1 atm.; α_{ox} = 0,7–1,4. The original mechanism contained 131 reactions.

Work is performed with financial support of the Russian Foundation for Basic Research and government of the Republic of Tatarstan (Grant No. 15-48-02454/2015).

Literature

1. Glaude P.A., Battin-Leclerc F., Fournet R. et al. Construction and Simplification of a Model for the Oxidation of Alkanes. *Combustion and Flame*, 2000, Vol. 122, pp. 451–462.

2. V. G. Kryukov, A. L. Abdullin, I. I. Safullin. A Method Phased Reduction of Reaction Mechanisms for Complex Reactive Systems. *Journal "Herald of Kazan Technological University"*, 2014, No. 11, pp. 168–173.

Влияние струй маршевого двигателя на аэродинамические характеристики магистрального самолета на этапе разбега по ВПП

Сахарова А.И., Курилов В.Б., Черный К.И.
ЦАГИ, г. Жуковский

В работе представлены результаты расчетных исследований по влиянию режимов работы маршевых двигателей и скорости набегающего потока на аэродинамические характеристики модели пассажирского магистрального самолета вблизи экрана. Расчетная схема моделирует аэродинамику самолета на взлетном режиме в процессе движения по ВПП. Как правило, разбег самолета осуществляется при максимальной тяге двигателей, что приводит к изменению аэродинамических характеристик самолета из-за взаимодействия струй ТРДД с взлетно-посадочной механизацией крыла. Экспериментальные исследования ЦАГИ подтверждают заметное влияние импульса струи ТРДД на аэродинамику модели магистрального самолета вблизи экрана [1]. Влияние струи двигателя на подъемную силу и момент тангажа на этапе разбега позволяет уточнить диапазон допустимых задних центровок самолета, что обеспечивает снижение потерь аэродинамического качества на балансировку. Численное исследование проводилось на основе решения уравнений Навье-Стокса, осредненных по

Рейнольдсу (RANS) с замыканием с помощью модели турбулентности SST. Использовалась многоблочная структурированная сетка (150 млн. узлов), которая позволяет хорошо разрешить поле течения вблизи поверхности летательного аппарата. Показано влияние режимов работы двигателя на суммарные и распределенные аэродинамические характеристики при увеличении скорости набегающего потока. Дано сопоставление с результатами экспериментальных исследований.

Литература:

1. В.О. Акинфиев, А.И. Сахарова, С.И. Скоморохов, В.Ф.Третьяков, В.В. Янин, Экспериментальные исследования по влиянию струй двигателя на аэродинамические характеристики модели самолета вблизи экрана в АДТ Т-104//Тезисы доклада конференции «XXVI Научно-техническая конференция по аэродинамике», пос. Володарского,2015, с. 22.

Cruise engine jet exhaust influence on long-haul aircraft aerodynamics during a take-off run

Sakharova A.I., Kurilov V.B., Cherniy K.I.
TsAGI, Zhukovsky

The article represents calculation results upon cruise-engine-running-regime and flow-velocity influence on long-haul passenger aircraft model aerodynamics in the vicinity of a screen. Simulations were performed to model the aerodynamics during an aircraft take-off run. The run is often accompanied by maximal engine thrust that results to change in the aerodynamics due to interaction between exhausts of turbojet bypass engine and the high-lift devices wing. Experimental studies in TsAGI confirmed marked influence of jet impact on long-haul aircraft model aerodynamics in the vicinity of a screen [1]. The jet impact influence on lift force and pitch moment during the take-off run enables to specify the range of allowable center-of-gravity rear positions and, hence, to reduce lift-drag ratio losses due to aerodynamic balancing. The calculations studies were performed on the basis of Reynolds-averaged Navier-Stokes (RANS) equations closed by the SST turbulence model. A multi-block structured grid (150 mln nodes) was used to calculate the flow-field near the vehicle surface accurately. The engine running regime influence on integral and distributed aerodynamic characteristics with flow velocity increasing is shown. The comparison between the calculated results and the experimental ones is given.

1. V.O. Akinfiev, A.I. Sakharova, S.I. Skomorokhov, V.F. Tretyakov, V.V. Yanin. The Experimental Studies of Jet Exhaust Influence on Aircraft Model Aerodynamics in the Vicinity of a Screen in the Wind Tunnel T-104 // Theses of the speech from “XXVI Scientific and Technical Conference on Aerodynamics”, Volodarskogo, 2015, p. 22

Бифуркационное исследование колебательных хаотических систем

Светлова В.А., Гурина Т.А.
МАИ, г. Москва

Переход к хаосу известных диссипативных систем происходит согласно теории Фейгенбаума-Шарковского в результате каскадов бифуркаций сингулярных циклов. В работе Н.А. Магницкого показано, что в

консервативных системах переход к хаосу также осуществляется каскадами бифуркаций. При этом вместо консервативной системы исследуется аппроксимирующая ее расширенная диссипативная, аттракторы которой являются сколь угодно точными приближениями к решениям исходной консервативной системы.

Целью данной работы было исследовать сложное поведение автономной и неавтономной колебательных хаотических систем методами теории динамического хаоса.

Исследованы две системы:

1. Модельная автоколебательная система. Описывается системой трех дифференциальных уравнений, моделирующей сложный автоколебательный процесс с диссипацией.

2. Хаотическая колебательная модель маятника с осциллирующим подвесом. Описывается неавтономным дифференциальным уравнением второго порядка.

В результате выполненной работы изучены основные бифуркации, получены бифуркационные диаграммы перехода к хаосу и графики старшего показателя Ляпунова.

The bifurcation research of oscillatory chaotic systems

Svetlova V.A., Gurina T.A.

MAI, Moscow

Transition to chaos known dissipative systems takes place according to the theory of Feigenbaum-Sharkovskii resulting cascade of bifurcations of singular cycles. In the Magnitsky's work shown that conservative systems transition to chaos is also carried out cascades of bifurcations. In this case, instead of a conservative system is investigated approximating its extended dissipative system, which the attractors are arbitrarily accurate approximations to the solutions of the original conservative system.

The purpose of this work was to investigate the complex behavior of an autonomous and non-autonomous oscillatory chaotic systems by using theory of dynamical chaos.

Two systems had been studied:

1. A model self-oscillating system. The system of three differential equations modeling the complex self-oscillating process with dissipation.

2. A Chaotic oscillatory pendulum model with an oscillating suspension. The system is described by a second-order non-autonomous ordinary differential equation.

As a result of the work performed have been studied basic bifurcations, obtained bifurcation diagrams of transition to chaos and plots of the largest Lyapunov exponent.

Методика моделирования циклического рабочего процесса импульсного детонационного двигателя

Гидаспов В.Ю., Северина Н.С.

МАИ, г. Москва

В настоящей работе описывается методика математического моделирования квазиодномерных нестационарных реагирующих течений применительно к моделированию рабочего цикла импульсного детонационного двигателя. В современном представлении – это труба или связка труб, оборудованная системой подачи воздуха и топлива. Один конец трубы (тяговая стенка) закрыт или периодически закрыт в случае использования механического клапана. Другой конец трубы оборудован реактивным соплом. По мере заполнения трубы топливно-воздушной смесью производится инициирование детонации в смеси с помощью того или иного источника инициирования, в результате чего по смеси распространяется детонационная волна, которая, сжигая топливно-воздушную смесь, создает высокое давление на тяговой стенке. Далее, давление в трубе снижается после выхода в атмосферу детонационной волны, и процесс повторяется.

В численных расчетах используется сеточно-характеристический метод, позволяющий точно учитывать распределение ударных и детонационных волн, а также зоны раздела между газами продувки и горючей смесью [1].

В работе сформулирована система граничных условий, моделирующих работу стадий. Разработана математическая модель инициирования детонации в канале. Приводятся результаты численного моделирования циклического рабочего процесса в ИДД с механическим клапаном при сверхзвуковом полете с числом Маха $M = 5$. Рассматриваемый вариант двигателя работает на стехиометрической пропано-воздушной смеси, продукты сгорания которой моделируются смесью, включающей 7 компонентов (C_3H_8 , O_2 , CO , CO_2 , H_2 , H_2O , N_2). Для описания химических превращений в горючей смеси используется глобальная кинетическая схема из пяти реакций окисления горючего [2]. Получены зависимости тяги от времени.

Литература:

1 Гидаспов В.Ю., Пирумов У.Г., Северина Н. С. Математическое моделирование квазиодномерных нестационарных течений реагирующего газа с произвольным числом взаимодействующих разрывов // Вестник МАИ. М.: Изд-во МАИ, 2008. – т.15, №5, с. 83-94.

2 А. Э. Зангиев, В. С. Иванов, С. М. Фролов. Тяговые характеристики воздушно-реактивного импульсного детонационного двигателя в условиях полета с числом Маха от 0.4 до 5.0 // Химическая физика, 2016, том 35, № 3, с. 65-76.

3 Импульсные детонационные двигатели/ Под ред. д.ф.-м.н. Фролова С. М. – М.: ТОРУС ПРЕСС, 2006. – 592 с.: ил.

Method of modeling a cyclical working process of a pulse detonation engine

Gidasov V. Yu., Severina N.S.

MAI, Moscow

This work describes the methods of mathematical modeling of quasi-one-dimensional nonstationary reacting flow sin application to modeling a working cycle of a pulse detonation engine (PDE). According to current not ion, this is a tube or a tube bundle, equipped with air and fuel delivery system. One end of the pipe (traction wall) is close do occasionally closed in case of using a mechanic valve. The other end of tube is equipped with an exhaust chamber. As the pipe fills with air-fuel mixture, initiating of a detonation in the mixture is conducted using one or a not her ignition source, which

results in a detonation wave spreading through the mixture which provokes high pressure on a traction wall by burning the air-fuel mixture. After that, the pressure in the tube decreases after the detonation wave is released to the atmosphere, and the process is repeated.

Numerical computations are based on the grid-characteristic method, which allows to record precisely the distribution of blast and detonation waves, as well as separation zones between purged gases and an inflammable mixture. [1].

This work proposes system of boundary conditions modeling the work of stages. The mathematical model of initiating the detonation in the cannell is developed. The work provides the results of numerical modeling of a cyclical working process in PDE with a mechanical valve at the supersonic flight with Mach number $M = 5$. The variant of the engine considered works on stoichiometric propane-air mixture which combustion gases include 7 components (C_3H_8 , O_2 , CO , CO_2 , H_2 , H_2O , N_2). For the description of chemical transformation in the inflammable mixture the global kinetic system of five fuel ageing reactions is used [2]. Power-time relationship is established.

1. Gidasov B.Yu. Pirumov U.G. Severina N.S. Mathematical modeling of quasi-one-dimensional nonstationary flows of reacting gas with an arbitrary number of interacting discontinuities // MAI Bulletin. Moscow: MAIPublishing, 2008. – vol. 15, №5, p. 83-94.

2. A. E. Zangiev, V.S. Ivanov, S.M. Frolov. Propulsion performance characteristics of a jet pulse detonation engine under the conditions if a flight with a Mach number from 4.0 to 5.0 // Chemicalphysics, vol. 35, №3, p. 65-76.

3. Pulsedetonationengines / Ed. Frolova S.M. – Moscow: TORUSPRESS, 2006. – 592 p.

Ускорение вычислений в задачах моделирования динамики частиц с помощью графических процессоров

Семенов С.А., Сластуженский Ю.В.
МАИ, г. Москва

На кафедре вычислительной математики и программирования МАИ разработан и активно используется оригинальный программный комплекс молекулярно-динамического моделирования. Он позволяет осуществлять компьютерную реализацию математических моделей динамики частиц на основе технологии CUDA. Эта технология предоставляет средства распараллеливания вычислений на графических процессорах, трехмерной визуализации и анимации результатов, что позволяет получать детальные пространственно-временные картины динамических процессов.

При разработке программного обеспечения решена задача распределения памяти между вычислителями таким образом, что отдельный вычислительный процесс использует свою область глобальной, локальной, разделяемой памяти, не замедляя выполняющиеся одновременно соседние вычислительные процессы.

В программном комплексе наряду с решением специфических вычислительных задач возможно использование библиотек производителя видеокарт, которые позволяют ускорить стандартные вычислительные алгоритмы: преобразование Фурье, свертки, извлечение информации из гистограммных методов, операции с матрицами.

Программный комплекс протестирован на аппаратном обеспечении Intel Core i3, 2.93 ГГц, 4 ядра, 4 Гб RAM, nVidia GeForce GTX 480 и Intel Xeon CPU E5-2650, 2.00 ГГц, 32 виртуальных ядра в ОС, 128 Гб RAM, nVidia Tesla M2075, на программном обеспечении из состава Centos 5, Ubuntu, Windows 7. Результаты позволяют сделать выводы об универсальном выполнении вычислений не зависимо от сервера или операционной системы.

Результаты вычислений отображаются на экране в трёхмерном виде в режиме поступления данных, что позволяет контролировать процесс моделирования, или остановить его при необходимости изменения начальных значений. Такой подход значительно ускоряет решение исследовательской задачи.

Сравнение с известной программой LAMMPS на задачах со сложными потенциалами межчастичного взаимодействия показало, что с помощью разработанного программного комплекса удаётся на порядок повысить производительность вычислений.

Работа выполнялась при поддержке РФФИ (проект 15-08-06262).

The computational acceleration in problems of particle dynamics simulation with graphics processors

Semenov S.A., Slastushenskiy Y.V.
MAI, Moscow

The MAI's department of computational mathematics and programming develops and actively uses its own application of molecular dynamics simulation. It allows implementing mathematical models of particle dynamics via CUDA technology. This technology provides tools for parallel computing on graphics processors, three-dimensional visualization and animation of results and it allows getting detailed spatio-temporal pattern of dynamics processes.

In the application, the problem of memory allocation between threads is solved, so that a separate computing process uses its area of global, local, shared memory, without slowing neighboring computational processes running simultaneously.

In the application, along with the solving of specific computing tasks, one can use libraries of graphics card manufacturer, which can speed up the standard computational algorithms: Fourier transform, convolution, extracting information from the histogram method, matrix operations.

The application is tested on hardware Intel Core i3, 2.93 GHz, 4 cores, 4 GB RAM, nVidia GeForce GTX 480 and the Intel Xeon CPU E5-2650, 2.00 GHz, 32 virtual OS cores, 128 GB RAM, nVidia Tesla M2075, on the software Centos 5, Ubuntu, Windows 7. Results allow drawing conclusions about the universal computation performance regardless of server or operating system.

Calculation results are displayed in three-dimensional view in the data receipt mode, which allows controlling the modeling process, or stopping it, if necessary, to change the initial values. This approach greatly accelerates the solving of research problems.

Compared with well-known program LAMMPS on the problems with complex potentials of interparticle interaction, the developed complex manages to increase the computing performance tenfold.

This work is supported by the Russian Foundation for Basic Research (15-08-06262).

Математическое моделирование процесса лазерной локации космического аппарата, движущегося по круговой орбите

Денисова И.П., Пасисниченко М.А., Сидорина И.Ю.

МАИ, г. Москва

Рассмотрим процесс лазерной локации космического аппарата, движущегося по круговой орбите вокруг Земли.

Пусть на поверхности Земли расположена лазерная станция, из которой испускается световой импульс. Этот импульс отражается от ретрорефлектора космического аппарата и попадает на приемный телескоп лазерной станции. Между исходящим лучем и отраженным лучем существует некоторый угол, величина которого может достигать нескольких угловых секунд. Это связано с вращением Земли, на которой находится лазерная станция, и движением космического аппарата. Причем, из-за дифракционной расходимости отраженный импульс будет образовывать на поверхности Земли пятно некоторого радиуса. Математическое моделирование процесса лазерной локации с вращающейся Земли позволило вычислить координаты центра этого пятна в топоцентрической системе отсчета и найти скорость движения центров пятен по поверхности Земли. Показано, что расстояние от лазерной станции до центра пятна зависит от радиуса круговой орбиты космического аппарата.

Численный анализ этой модели показал, что при локации высокоорбитальных околоземных космических аппаратов центры пятен, образуемых отраженными световыми импульсами, находятся на расстоянии 200 – 1100 м от лазерной станции, а для низкоорбитальных космических аппаратов это расстояние составляет 50 – 200 м. Скорость движения центров пятен по поверхности Земли в обоих случаях не превышает 8 км/час.

Таким образом, центры пятен не попадают на приемный телескоп лазерной станции, а попадает только их периферия, где интенсивность светового потока значительно меньше интенсивности в центре пятна. Это обстоятельство приводит к тому, что часть отраженных импульсов лазерная станция не регистрирует, так как их интенсивность оказывается ниже порога чувствительности. Поэтому для увеличения числа принимаемых световых импульсов необходимо сделать приемный телескоп подвижным, чтобы в него попадали центры пятен и, тем самым, поток электромагнитной энергии, принимаемой им, будет максимальным. Технически сделать телескоп подвижным возможно, так как его скорость должна быть порядка 8 км/час.

Mathematical modeling of the laser ranging process for circular orbiting spacecraft

Denisova I.P., Pasisnichenko M.A., Sidorina I.Ju.

MAI, Moscow

Consider laser ranging process of a spacecraft, moving in a circular orbit around the Earth.

Suppose a laser station which is located on the Earth surface emits a laser pulse. This pulse is reflected from the spacecraft retro-reflector and received by a receiving telescope of laser station. There is an angle which exists between the released and reflected beams, which value can reach several arc seconds. It is connected with

rotation of the Earth rotation, where the laser station is located, and the movement of the spacecraft. Moreover, due to the diffraction divergence, the reflected pulse will form a spot of a certain radius on the Earth's surface. Mathematical modeling process of laser ranging from the rotating Earth has enabled to calculate the position coordinates of the spot center, in topocentric coordinate reference system and find the speed of the spot centers move on the Earth surface. As it has been shown before, the distance from the laser station to the center of the spot depends on a radius of the spacecraft's circular orbit.

Numerical Analysis of this model has indicated that while the spacecraft which is orbiting the high Earth's orbit is being ranged, the centers of the spots formed by the reflected laser impulse are located at the distance of 200-1100 meters from the laser station, and for the spacecraft orbiting the low Earth's orbit this distance is 50-200 meters. The speed of the spots' centers move along the Earth's surface is not exceeding 8 km/h.

Therefore, the spots' centers do not get the receiver telescope of the laser station, but their peripherals do, as their laser beam intensity is significantly less than in the center of the spot. This circumstance leads to the fact that some reflected laser pulses are being not registered by the laser station as their intensity is less than threshold of sensitivity. Thus, to have the amount of received laser impulses increased, the receiver telescope should be mobile in order to have the centers of the spots caught and hence the flow of the received electromagnetic power reach its maximum. Technologically, it is possible to make the telescope mobile as its speed is to be about 8 km/h.

Математические модели искажений траекторного радиосигнала РЛС с СА, связанные с атмосферными неоднородностями, и их программная реализация на стенде полунатурного моделирования

Синицын Е.Ф., Бруханский А.В.
ГосНИИАС, МАИ, г. Москва

РЛС с синтезированной апертурой (РСА) – единственное бортовое всепогодное и круглосуточное средство обзора земной поверхности, позволяющее получить ее изображение по качеству близкое к оптическому.

Этап комплексной обработки РСА на стенде полунатурного моделирования (ПНМ) позволяет резко сократить материальные затраты на испытания и цикл подготовки РЛС к эксплуатации. Использование стендов ПНМ обеспечивает возможность анализа неисправностей или причин деградации характеристик, возникающих в полете в условиях максимально приближенных к программе натуральных испытаний.

Ключевой проблемой, возникающей при воспроизведении отраженного сигнала методами ПНМ, является требование выполнения всех расчетов в реальном масштабе времени. Это требование предполагает использование высокопроизводительных вычислительных сред, обеспечивающих скорость формирования потока данных, совпадающую с темпом их поступления в реальной РЛС. Важным условием достоверности результатов ПНМ является максимально возможная близость статистических характеристик моделируемых отраженных сигналов характеристикам реальных.

Нестабильность параметров атмосферы и неоднородности, лежащие на пути распространения отраженных сигналов, являются одним из видов

дестабилизирующих воздействий, способных существенно исказить радиолокационное изображение (РЛИ), формируемое РСА. Влияние атмосферы в общем случае включает в себя затухание радиоволн, фазовое запаздывание, а также появление отражений от метеообразований. Следы метеообразований, наложенные на изображения поверхности, должны быть идентифицированы при дешифровании РЛИ и, следовательно, правильно воспроизведены при проведении полунатурного эксперимента.

В представленной работе рассмотрено влияние атмосферных неустойчивостей на характеристики отраженного сигнала, предложен математический аппарат, комбинирующий в себе методы геометрической оптики и статистической радиофизики и позволяющий численно оценить ошибки, вносимые атмосферой и метеообразованиями в параметры сигнала, принимаемого аппаратурой РЛС. Высокая достоверность реализованных алгоритмов подтверждается соответствием используемых расчетных формул рекомендациям и стандартам, выпущенным международным союзом электросвязи.

В работе описаны перспективные способы повышения быстродействия имитационной аппаратуры на основе процессорных SIMD-архитектур и методов параллельной обработки сигналов на графических процессорах универсальных вычислений (CUDA и OpenCL).

Mathematic models distortions reflected signal of SAR associated with atmospheric inhomogeneities and their software implementation on HIL test bench

Sinitsyn E.F., Broukhansky A.V.
GosNIIAS, MAI, Moscow

SAR is the only thing of the all-day and all-weather on-board instrument that can produce high-resolution imagery of area like an optical image.

The stage of verification by Hardware-in-the-loop (HIL) permit to reduce material costs of approbations and commissioning. Using HIL simulation provides the ability to analyze the causes of faults or performance degradation arising in flight in conditions as close to full-scale testing program

The main problem that can occur in the moment of reproduction of reflected signal by the HIL simulation methods, is a requirement to perform all calculations in real-time. This requirement supposed to use the high-performance computing environments that can provide the speed of formation of the data stream which coincides with the rate of real SAR input data. Greatest possible closeness of modeling signal statistic characteristics to real signal parameters is an important condition of experiment results reliability by HIL testing.

Instability of atmosphere parameters and atmospheric inhomogeneities lying in the path of the reflected signal are the one of the destabilizing effects, that can significantly deform SAR image. In general atmosphere influences include three effects that are attenuation of radio waves, phase delay, as well as the appearance of reflections from the meteorological formations. Traces of meteorological formations superimposed on the image of surface must be identified by the radar data decryption and therefore correctly reproduced during HIL experiment.

In this article we considered the atmospheric instabilities influence on the parameters of reflected signal and offered the mathematic model that combines the

methods of geometrical optics and statistical physics and allows to evaluate errors introduced in reflected signal by the atmosphere and the meteorological formations. Implemented algorithms are the high reliable because the used formulas are confirmed by the recommendations and standards issued by the International Telecommunication Union.

This report describes perspective ways increase of performance of simulation apparatuses based on SIMD processor architectures and parallel digital signal processing methods, uses the GPU (CUDA and OpenCL).

Численное моделирование интегрированной системы управления многоцелевой космической противокосметной защиты

Ганичева А.К., Гришин В.Е., Костиков Ю.А., Мокряков А.В., Суворова А.А.
МАИ, г. Москва

Рассматривается задача перехвата опасных космических объектов в гравитационном поле Земли с использованием многоцелевой системы управления космическими аппаратами (КА). Поле притяжения Земли ньютоновское. В гравитационном поле притягивающего центра движутся КА по круговой или эллиптической орбите ожидания и опасные космические объекты по произвольной кеплеровой орбите. В некоторый момент времени t_p КА стартует со своей орбиты и встречается с опасным космическим объектом в момент времени t_D .

Представлены основные соотношения, позволяющие осуществить проверку реализуемости траектории перехвата опасных космических объектов. На основе этих соотношений разработан алгоритм построения границы множества реализуемых перехватов в случае произвольных кеплеровых орбит КА и опасных космических объектов методом обхода вдоль границы.

Задача построения множеств траекторий N тел, движущихся независимо друг от друга в поле тяготения Земли, а также перехвата космических объектов, удовлетворяющих набору заданных ограничений, может использоваться на основе полученной и рассчитанной модели движения твердого тела в поле силы тяжести Земли или в поле силы тяжести другой планеты, но уже с другими астрономическими параметрами.

Исследованы свойства гипербол начальных и конечных скоростей для перелетов типа круг-эллипс и круг-гипербола, а также свойства семейств гипербол начальных и конечных скоростей при изменении угла перелета. По результатам исследований получены условия существования и связности множеств допустимых времен. Проанализировано влияние некомпланарности орбит на вид множества реализуемых перехватов и показано, что множество реализуемых перехватов для некомпланарных перелетов всегда находится внутри множества реализуемых перехватов, полученных для соответствующих компланарных перелетов.

Numerical modeling of the integrated control system of multipurpose space of protection from the comets

Ganicheva A.K., Grishin V.E., Kostikov Yu.A., Mokriakov A.V., Suvorova A.A.
MAI, Moscow

The problem of the interception of dangerous space objects are considered in Earth's gravitational field using a multi-purpose of control system of space crafts (SC). Earth's gravity field is Newtonian. In gravitational field of the center of attraction, the space crafts move in a circular or elliptical waiting orbit and dangerous space objects on arbitrary of keplerian orbit. At some point t_p time, the spacecraft launched from its orbit and meets with a dangerous space object at time t_Q .

The main relations are presented, that allow to verify the feasibility of path interception of dangerous space objects. On the basis of these relations developed an algorithm for constructing the boundary of interceptions implemented in the case of arbitrary keplerian orbits of spacecraft and dangerous space objects by crawling along the border.

The task of constructing sets of trajectories of N bodies moving independently of each other in the Earth's gravitational field, and the interception of space objects that meet a set of predetermined restrictions, can be used on the basis of the received and the calculated of the model moving of solid body in the Earth's gravity, or gravity field of another the planet, but with other astronomical parameters.

The properties of hyperbole is investigated, for the flight, the circle-ellipse and the circle - hyperbole, with the starting and ending of the speed for the flight, as well as the properties of families of hyperbole, with starting and ending of the speed, for the change of the flight angle. According to studies, the conditions of existence and connectivity of the set of permissible times is prepared. The influence of the non-coplanar orbits on the sets of the interceptions is analyzed, and shown, that the sets for non-coplanar interceptions flight are always inside of the sets interceptions for the respective coplanar flights.

Some features of longitudinal dynamics of civil aircraft in the case of aerodynamic hysteresis

Surkov N.A.

TsAGI, Zhukovskiy

Some researches in wind tunnels have shown the existence of aerodynamic hysteresis for $C_l(\alpha)$ and $C_m(\alpha)$ at critical angles of attack. Similar results have obtained in Identification of longitudinal aerodynamic characteristics on the base of civil airplanes flight tests. It is the result of delay in flow rebuilding around the wing in the case of $\dot{\alpha} \neq 0$. Consequently, researches of dynamics of civil aircrafts in the case of aerodynamics hysteresis are really important. In this research the mathematical model of non-steady aerodynamic characteristics C_l and C_m , developed by Trifonova T.I., Shelyukhin Y.F., Shukhovtsov D.V. (TsAGI), has been modified and has used for analysis of dynamics of civil aircraft at high angles of attack. Simulation of longitudinal motion has shown possibility of a self-oscillating modes for aircraft without control system at the angles of attack in the middle of hysteresis zone. Moreover, the effect of the simplest automatic control system on behavior of aircraft in the case of hysteresis has been studied.

Исследование динамики продольного движения магистрального самолета при учете аэродинамического гистерезиса

Сурков Н.А.

ЦАГИ, г. Жуковский

Трубные испытания самолетов, так же как и идентификация данных летных испытаний показали, что для характеристик $c_y(\alpha)$ и $m_z(\alpha)$ имеет место аэродинамический гистерезис на критических и закритических углах атаки, что объясняется запаздыванием перестроения обтекания крыла при ненулевом $\dot{\alpha}$. В этой связи исследование динамики самолета при учете такой неоднозначности является весьма актуальной задачей. В процессе исследования была взята за основу и модифицирована математическая модель нестационарных аэродинамических характеристик c_y и $m_z(\alpha)$, разработанная ранее коллективом авторов ЦАГИ Трифионовой Т.И., Шелюхиным Ю.Ф. и Шуховцовым Д.А. Модифицированная модель ЛА использована для анализа динамики самолета на больших углах атаки. По результатам математического моделирования продольного движения показана возможность возникновения автоколебательных режимов у свободного (без СУУ) самолета при выходе на углы атаки, где происходит резкое изменение зависимостей продольного момента $m_z(\alpha)$, т.е. в область разрушения безотрывного обтекания. Исследовано влияние простейшей автоматизации управления (демпфера тангажа) на поведение модели на режимах автоколебаний.

Numerical computation of family of periodic motions of a dynamically symmetric satellite originating from its hyperboloidal precession

Sukhov E.A.
MAI, Moscow

We address the problem of obtaining families of periodic motions of a satellite in relation to its center of mass. The satellite is modelled by a dynamically symmetric rigid body with its center of mass moving on a circular orbit. In this case, the equations of motion possess a particular solution that corresponds to the satellite's regular precessions. A three-parameter family of periodic motions originating from the satellite's hyperboloidal precession was obtained in this work. The problem's parameters are the following: full mechanical energy of the system, an inertial parameter and a kinematic parameter. In case of small deviations of energy from its value on hyperboloidal precession aforementioned periodic motions were obtained analytically as small parameter power series using Lyapunov's method. In case of arbitrary parameter values a numerical method developed by A. Sokolskiy was used to obtain periodic motions. The method requires a base solution to begin computation so Lyapunov's solutions were used as base solutions. A software implementation of A. Sokolskiy's method was developed specifically for this task. This allowed solving the problem for all parameter values.

Численно–аналитическое построение семейства периодических движений симметричного спутника, рождающегося из его гиперболоидальной прецессии

Сухов Е.А.
МАИ, г. Москва

Рассматривается движение динамически симметричного спутника –твердого тела относительно центра масс на круговой орбите. Одним из частных случаев такого движения является гиперболоидальная прецессия. В данной работе было

построено трёхпараметрическое семейство периодических движений, рождающихся из его гиперболоидальной прецессии. Параметрами семейства являются отклонение полной механической энергии от ее значения на гиперболоидальной прецессии, отношение полярного и экваториального моментов инерции и проекция абсолютной угловой скорости спутника на его ось динамической симметрии. При малых значениях энергии указанные периодические движения были получены методом Ляпунова в виде сходящихся рядов. При произвольных значениях параметров для построения периодических движений применялся численный метод, предложенный А. Г. Сокольским и С. Р. Каримовым. В качестве опорных решений для расчёта по указанному методу применялись ляпуновские решения.

Опыт применения ПК логос в решении задачи истечения многокомпонентной реагирующей газовой смеси из сверхзвукового сопла

Танненберг И.Д.

Филиал ПАО «Компания «Сухой» ОКБ «Сухого», г. Москва

Ракеты малой дальности - основной вид вооружения для поражения высокоманевренных целей в ближнем воздушном бою. Такие ракеты могут запускаться при интенсивном маневрировании самолета-носителя, поэтому для запуска используется «активный старт». Под активным стартом следует понимать сход ракеты по рельсовым направляющим под воздействием тяги основного реактивного двигателя твердого топлива (РДТТ).

Реактивная струя твердотопливного двигателя представляет собой многофазную многокомпонентную газовую смесь с частицами металлов и металлических окислов. Соответственно, конструкция элементов самолета (фюзеляж, органы управления, крыло), находящаяся под воздействием такой струи, должна обеспечивать заданный уровень ресурса под воздействием многократных штатных пусков. Также при использовании ракет малой дальности возможны внештатные ситуации - замедленный сход ракеты или несход, при этом длительное воздействие на поверхность факелом ракеты не должно привести к аварийным последствиям.

Суперкомпьютерные технологии используются на этапе получения информации о основных параметрах реактивной струи (температура, давление, скорость, химический состав газа), а также о параметрах металлических частиц (массовая загрузка, химический состав, распределение диаметров частиц). Подробная информация о реактивной струе ТТРД позволяет проектировать конструкцию, отвечающие заданным требованиям с минимальными временными и материальными затратами. Однако, прежде чем применять новые технологии в решении практических задач необходимо провести предварительные исследования – определить параметры сеточной модели и установки решателя для достижения достаточной точности расчета, проверить соответствие результатов расчетного исследования и экспериментального исследования и определить область применимости расчетной методики.

Предварительные исследования, которые проводились в «ОКБ Сухого» по проблеме моделирования истечения многокомпонентной реагирующей смеси включали решение следующих задач:

- Сравнение возможностей программных продуктов вычислительной гидродинамики для расчета истечения многокомпонентной реагирующей газовой струи из сопла твердотопливного ракетного двигателя;

- Проведение тестового расчета моделирования движения ракеты и истечения реактивной струи.

Проведение предварительных и валидационных исследований позволило приступить к решению ряда практически важных задач:

- Моделирование поражающего воздействия реактивной струи РДТТ на металлический и неметаллический газоотбойник;

- Моделирование нестационарного движения ракеты и воздействия реактивной струи на поверхность элементов планера в условиях экспериментального стенда.

Для каждой задачи в докладе представлены подробности методики решения и результаты моделирования.

Experience of using Logos-CFD in efflux calculation of multicomponent reactive gas mixture from nozzle of solid engine

Tannenber I.D.

Sukhoi Aviation Holding Company Sukhoi Design Bureau branch, Moscow

Short-range missile - main weapon type for hitting highly manoeuvring targets in close air combat. Such missiles could be launched with intensive carrier's manoeuvring, therefore "active start" is being used for launch. By "active start" should be comprehended leaving of missile on rails by power of solid rocket main engine's thrust.

Solid engine jet stream is multiphase multicomponent mixture of gases with metal and metal oxide's particles. Accordingly, aircraft construction elements (control, fuselage, wing), that operates under impact of jet stream, should provide prescribed replacement life level under condition of frequent regular launches. Also, in short-range missile application possible contingency situations - long launch or misfire, at that protracted rocket plume impact on surface not allowed to brought plane to breakdown consequence.

Supercomputer technology are used on stage of information acquisition about main jet stream parameters (temperature, pressure, velocity, chemical composition), and about metal particles parameters (mass load, chemical composition, particle diameters distribution). Detailed information about jet stream allow to design qualified constructions with minimal time and material costs. However, one should conduct preliminary researches - define mesh and solver parameters for achieving adequate accuracy, check simulation and experiment results compliance, and define domain of applicability in order to use new technologies.

Preliminary researches was conducted in "Sukhoi Design Bureau" on the problem of multicomponent reactive jet stream simulation, and involve solving following tasks:

1. Comparison of computing CFD codes capabilities according to efflux calculation of multicomponent reactive gas mixture from nozzle of solid engine
2. Conducting test computation of solid rocket motion and jet stream simulation

Preliminary researches made possible to proceed to practically important problems solving, such as:

1. Damage effect simulation of solid rocket jet stream on metal and non-metal impingement plate

2. Unsteady rocket motion simulation and jet stream impact on plane surface in conditions of experimental stand

There are details about each task solving methods and simulation results in our report.

Изменение технологических режимов работы лазера в реальном времени в зависимости от скорости обработки

Третьякова О.Н., Шевченко Г.Ю.
МАИ, НИИ ЭСТО, г. Москва

Одним из основных факторов эффективности лазерного оборудования является возможность использовать оптимальные технологические режимы для обработки материала. Поэтому система управления установкой для лазерной резки должна обеспечивать возможность задавать эти режимы. Во многих технологических процессах режим работы лазера должен изменяться в зависимости от разных факторов, таких как скорость хода, время или пройденное расстояние.

Параметры кинематической системы лазерной установки всегда зависят от предельных значений её динамических характеристик. Чем сложнее чертеж, тем больше в нем линий разгона и торможения. На таких участках скорость движения стола с заготовкой относительно головки лазера всегда будет существенно изменяться. В зависимости от заданной скорости обработки и максимального ускорения, которое могут обеспечить двигатели, длина линии разгона может варьироваться в диапазоне от нескольких миллиметров до нескольких сантиметров. Для сохранения высокого качества лазерной обработки материала на этих участках необходимо использовать совершенно иные параметры лазерного излучения по сравнению с участками равномерного движения, чтобы избежать пережогов. Задача изменения параметров лазерного излучения в зависимости от скорости наиболее актуальна при обработке острых углов, т.к. в этих точках скорость может падать практически до нуля.

Чтобы решить эту задачу был разработан и внедрен в пакет программного обеспечения Laser CNC модуль, позволяющий варьировать параметры лазерного излучения в реальном времени в зависимости от реальной текущей скорости движения, получаемой с датчиков обратной связи. Это обеспечивает адаптивное управление установкой. Поскольку за время, необходимое для разгона или торможения, лазер успевает более сотни раз сменить все свои рабочие параметры, это позволяет добиться существенного улучшения качества реза. Варьирование параметров лазерного излучения непосредственно в ходе процесса применяется и в других задачах лазерной обработки, например, в прошивке отверстий, сварке - технологии прямого лазерного сплавления DLM (direct laser melting) и других.

Changing the mode of the laser processing in real time depending on the processing speed

Tretiyakova O.N., Shevchenko G.Y.
MAI, ZAO NII ESTO, Moscow

One of the main factors of efficiency of laser equipment is the ability to use the optimum technological modes for processing the material. Therefore, control system for laser cutting must be possible to set these modes. In many technological processes, the laser mode must be changed depending on various factors such as the speed, time, or distance traveled.

Kinematic parameters of laser installation always depends on the limits of its dynamic characteristics. The more complex the drawing, the more it acceleration and brake lines. At such sites, the speed of movement of the table with the workpiece relative to the laser head will always vary greatly. Depending on the desired processing speed and maximum acceleration, which may provide engines acceleration line length may vary from a few millimeters to several centimeters. To maintain the high quality of laser material processing in these areas is necessary to use a completely different laser parameters compared with areas of uniform motion to avoid crater line burns. The task changes the laser radiation parameters depending on the actual speed in the processing of the most acute angle, as at these points the rate may fall to virtually zero.

To solve this problem has been developed and implemented in the software package LaserCNC module allowing to vary the parameters of laser radiation in real time depending on the actual speed of the current received from the feedback sensors. This allows the installation of adaptive management. Because of the time required for acceleration or deceleration, the laser has time to more than a hundred times to replace all of its operating parameters, it allows to achieve a significant improvement in the quality of the cut. Varying the parameters of laser radiation directly to the process used in other laser processing applications, for example, drilling, welding - technology of direct laser fusion DLM (direct laser malting) and others.

Решение амплитудных уравнений слабонадкритической конвекции в наклонном слое жидкости в окрестности точки коразмерности 2

Троць А.Ю., Пивоваров Д.Е.

МАИ, г. Москва

В работе рассматривается течение в слое жидкости между двумя параллельными изотермическими пластинами, наклоненными под углом к горизонту. Разность температур пластин задает режим теплообмена в слое и свободно конвективное течение. При определенном значении этой разности, называемой критической, в слое меняется режим теплообмена с теплопроводного на конвективный. Течение принимает структуру параллельных конвективных валов с осями, направленными вдоль прямой, задающей угол наклона слоя, относительно горизонтального положения. При определенном значении угла наклона, соответствующего повороту осей конвективных валов в плоскости слоя поперек первоначальному направлению, при небольших надкритических значениях разности температур в экспериментах обнаруживаются поперечные всплески на фоне продольной структуры валов. В настоящем исследовании это явление изучается на основе амплитудных уравнений Ньюэлла-Вайтхеда-Зегеля. Получены решения этих уравнений и обнаружены схожие с экспериментом структуры деформации конвективных валов, не проявляющих однако признаков всплесков.

Solution of amplitude equation of weak subcritical convection in inclined fluid layer in vicinity of codimension-2 point

Trots A.Yu., Pivovarov D.E.

MAI, Moscow

The flow in inclined layer two parallel isothermal plates is investigated. The difference of plate temperature initiates the heat transfer regime and the flow. At the certain value of this difference named critical the conduction regime of heat transfer changes to convection. The flow become the structure of convection longitudinal rolls. At the certain value of inclination angle corresponding to transformation the rolls to transversal rolls the perpendicular bursts appear. At current investigation this phenomena is studied by Newell-Whitehead-Cegel equation. The solution was obtained and it was shown the same defection of convection rolls as in experiment, but without bursting.

Моделирование и расчет ПКМ с учетом микромеханики разрушения с применением высокопроизводительных суперкомпьютерных технологий

Туев Д.В., Слезкин Д.В., Фирсов Л.Л.

МАИ, г. Москва

При проектировании ответственных узлов и элементов конструкции авиационной техники из ПКМ проводятся всесторонние расчеты прочности с применением современных компьютерных технологий, а также натурные испытания, подтверждающие работоспособность конструкции в условиях, приближенных к реальным.

Первым этапом работы является разработка конечно-элементной модели: строится сетка из КЭ с описанием свойств волокна и матрицы; на втором этапе создается элементарная математическая модель, формируется объект испытаний – короткая балка, состоящая из элементарных частей. После моделируется микромеханическое поведение объекта; Далее для объекта создаются условия нагружения эквивалентные реальным задачам и проводится расчет на прочность.

Промежуточным этапом является сравнение результатов расчетов на предмет поведения изделий из ПКМ в условиях сложного нагружения с использованием высокопроизводительных и суперкомпьютерных технологий, с результатами натурных испытаний.

Заключительным этапом работы является анализ сравнения результатов моделирования с результатами реального испытания и, как следствие формирование усредненного значения разброса.

Анализ сравнения результатов – указывает на актуальность верификации расчетной модели, с целью уменьшения количества экспериментальных образцов и натурных испытаний, что в свою очередь приводит к снижению финансовых и временных затрат.

Результатом работы является подтверждение актуальности и точности метода математического расчета (с усредненным значением разброса характеристик) задач нагружения.

Simulation and calculation of strength

Composite materials based on micromechanics of destruction with the use of high-performance supercomputer technologies

Tuev D.V., Slezkin D.V., Firsov L.L.

MAI, Moscow

In the design of critical parts and components of composite construction aeronautical engineering carried out extensive calculations of strength with the use of modern computer technology, as well as field tests that confirm construction efficiency in conditions close to real.

The first step is developing a finite element model: built mesh FE with description of the properties of the fibers and the matrix; in the second stage: an elementary mathematical model is creating, the test object is formed - short beam composed of elementary parts. After this, micromechanical behavior of the object are simulating; Next: creating loading conditions equivalent to the real challenges for the object and strength calculation is carried out.

An intermediate step is to compare the results of calculations for the behavior from composite materials products in the conditions of complex loading, using high-performance and supercomputing technologies, with the results of field tests.

The final step is the analysing the comparison of simulation results with the actual test results and as a consequence the formation of the average value of dispersion.

Analysis results of the comparison - indicates the relevance verification calculation model in order to reduce the number of experimental models and full-scale tests, which in turn reduces cost and time.

The work is to confirm the relevance and accuracy of the method of mathematical calculation (with the average characteristics of the dispersion of the values) loading tasks.

О возможности использование порошковой лазерной сварки для восстановления изношенных лопаток газовых турбин авиационных двигателей

Третьякова О.Н., Харитонов Е.Ю., Шевченко Г.Ю.

МАИ, НИИ ЭСТО, г. Москва

Восстановления изношенных лопаток газовых турбин авиационных двигателей является актуальной задачей. Для восстановления различных газовых турбин обычно используется газовая, электродуговая сварка, а также наплавка. Технология или технологии прямого лазерного сплавления DLM (direct laser melting) или LPF (laser power fusion) или порошковая лазерная сварка справляется с этой задачей на порядок эффективнее по ряду причин: 1. Данная технология сварки работает на низких температурах, что позволяет использовать её с более широким разнообразием высокопрочных сплавов для чувствительных сплавов без механической деградации свойств в результате перекристаллизации или разбавления сплава. 2. Повышенная скорость работы. Для сравнения, 250 мм уплотнитель для вращающегося соединения восстанавливался обычной сваркой за 8 часов с ~0.9 мм диаметром усадки. А восстановление с помощью LPF заняло всего 55 минут с 0.25 диаметром усадки. 3. Повышенная точность результата.

Применение технологии LPF также актуально и для передовых турбинных двигателей. На сегодняшний день, они имеют вмонтированный монокристалл с направленно затвердевшими компонентами для достижения максимальной тепловой эффективности за счёт эксплуатации двигателей при более высоких температурах на входе в турбину. При изготовлении и ремонте таких двигателей, технология LPF крайне необходима.

Создание новых промышленных технологических установок для реализации процесса порошковой лазерной сварки требует разработки системы управления установкой. Разработанный программный комплекс LaserCNC может обеспечить компьютерное управление DLM, LPF процессами в режиме реального времени, что позволит обеспечить использование порошковой лазерной сварки для восстановления изношенных лопаток газовых турбин авиационных двигателей.

Одной из подзадач при разработке технологического оборудования для реализации данной технологии на этапе подготовки чертежа является создание 3D модели турбинной лопатки, которая подлежит обработке. Опыт разработки 3D моделей и созданная для этого программная оболочка LaborantClient могут быть использованы в процессе реализации технологии прямого лазерного сплавления.

About possibility of using laser powder welding for restoration of worn out gas turbine blades of air engines

Tretiyakova O.N., Kharitonov E.Y., Shevchenko G.Y.
MAI, CJSC SRI ESTO, Moscow

Restoration of worn out gas turbine blades of air engines is actual task. For restoration of different gas turbines conventional uses gas welding, arc welding, also cladding. Technology or technologies of direct laser melting (SLM) or laser powder fusion (LPF) or laser powder welding solves the task much better because: 1. This welding technology works with low-heat input, that allows to use it with broad variety of high-strength filler metals for sensitive alloys without the mechanical property degradation resulting from recrystallization or alloy dilution. 2. Increased work speed. For compare, 250 mm diameter rotary seal was restored by conventional welding approximately 8 hours with 0.9 mm of inside diameter shrinkage. Restoring with laser powder was completed in 55 minutes with 0.25 mm inside diameter shrinkage. 3. Increased result accuracy.

Also, application LPF technology actual for state-of-the-art turbine engines. Today, advanced gas turbines are being fitted with single crystal and directionally solidified components in order to achieve maximum thermal efficiencies by operating the engines at higher turbine inlet temperatures. In the manufacture and repair of such engines, LPF technology is critically necessary.

Creating new industry technological facilities for laser powder welding process realization requires development of system of facility control. Developed software *LaserCNC* can provide computer control of *DLM*, *LPF* processes in real-time mode, that will allow to provide using of laser powder welding for restoring worn out gas turbine blades of air engines.

One of subtasks in technological facilities development for realization this technology is a designing 3D model of turbine blade, that shall be processed. Experience of designing 3D-models and software shell called Laborant Client, that created for this task can be used in process of realization DLM technology.

Разработка пакета расширения MLSY_SM_SH+Mathcad анализа нестационарных линейных непрерывных систем управления целого порядка в системе функций Фабера-Шаудера

Рыбин В.В., Цветаев В.Е.

МАИ, г. Москва

В последнее время в практике цифровой обработки сигналов, решения задач математической физики и теории управления нашла применение система функций Фабера-Шаудера, которые хорошо описывают локальные свойства функций в спектральной области. Для описания и анализа нестационарных систем управления разработан спектральный метод. Для компьютерного моделирования спектральным методом систем управления, находящихся под воздействием детерминированных и случайных сигналов, разработаны пакеты расширения MLSY_SM систем компьютерной математики Mathcad, Maple, Mathematica и Matlab, а на их основе пакеты расширения Spektr_SM+Matlab+Simulink и Spektr_SM+VisSim+dll, Spektr_SM+VisSim+Mathcad для визуального моделирования. В этих пакетах система функций Фабера-Шаудера не использовалась.

Целью данной работы являлось модификация пакета расширения MLSY_SM СКМ Mathcad для моделирования спектральным методом одномерных линейных нестационарных систем управления целого порядка в системе функций Фабера-Шаудера.

На первом этапе был разработан пакет расширения MLSY_SM_SH +Mathcad, содержащий подсистему программ (модулей), реализующих элементарные и типовые алгоритмы анализа нестационарных непрерывных систем управления целого порядка спектральным методом в системе функций Фабера-Шаудера.

На втором этапе разработанный пакет расширения MLSY_SM_SH +Mathcad применен для моделирования системы управления самонаводящейся ракеты, находящейся под воздействием случайных сигналов.

Результатом выполненной работы является создание работающего пакета расширения MLSY_SM_SH+Mathcad, предназначенного для моделирования нестационарных непрерывных систем управления целого порядка спектральным методом в системе функций Фабера-Шаудера.

The expansion pack MLSY_SM_SH+Mathcad development spectral analysis of non-stationary control systems

Rybin V.V., Tsvetaev V.E.

MAI, Moscow

In recent years, the practice of digital signal processing, solutions of mathematical physics problems and control theory has been applied the Faber-Schauder system that well describes the local properties of functions in the spectral region. Spectral method has been developed to describe and analyze non-stationary control systems. For

computer simulation of the spectral method of control systems under the influence of deterministic and random signals, were developed expansion packs MLSY_SM systems of computer mathematics Mathcad, Maple, Mathematica, and the Matlab, and based on these expansion packs Spektr_SM + Matlab + Simulink and Spektr_SM + VisSim + dll, Spektr_SM + VisSim + Mathcad for visual simulation. In these packs the system by Faber-Schauder functions was not used.

The aim of this study was to modify the MLSY_SM SCM Mathcad expansion pack for simulating of one-dimensional linear time-dependent control systems of the entire order using spectral method in the system by Faber-Schauder functions.

At the first step the expansion pack MLSY_SM_SH+Mathcad was developed. The pack contains subsystem of programs (modules) which realizes elementary and standard algorithms of analysis nonstationary uninterrupted non-stationary control systems only with whole numbers spectral method in the system by Faber-Schauder functions.

At the second step the expansion pack MLSY_SM_SH+Mathcad was used for modelling a control system of homing missile which is influenced by random signals.

The result of the entire work is to create a working expansion pack MLSY_SM_SH + Mathcad, intended for the simulation of non-stationary continuous control systems of the whole order of the spectral method in the system by Faber-Schauder functions.

Исследование устойчивости резонансного вращения динамически симметричного спутника на эллиптической орбите

Чекина Е.А.

МАИ, г. Москва

Рассматривается задача об устойчивости одного частного случая вращения спутника. Спутник представляет собой твердое тело с симметричным эллипсоидом инерции, орбита центра масс которого является эллиптической. При определенных ограничениях на эксцентриситет орбиты и геометрию масс спутника возможно плоское движение спутника, при котором он вращается вокруг своей экваториальной оси инерции, направленной по нормали к плоскости орбиты так, что период обращения центра масс по орбите относится к периоду вращения относительно центра масс как 2:3. Такое вращение принято называть резонансным.

Анализ уравнений в вариациях показал, что при значениях эксцентриситета из интервала $[0.06904107039; 0.5]$ резонансное вращение неустойчиво по Ляпунову, а в интервале значений эксцентриситета $[0; 0.06904107039]$ резонансное вращение устойчиво в линейном приближении. Для получения строгих выводов об устойчивости был проведен дополнительный анализ, при котором учитывались нелинейные члены в уравнениях возмущенного движения. Была получена нормальная форма функции Гамильтона задачи. Нормализация была выполнена на основе метода точечных отображений до членов четвертой степени включительно. Затем на основании известных критериев были найдены интервалы значений эксцентриситета, отвечающие устойчивости в смысле большинства начальных условий, и интервалы – отвечающие формальной устойчивости рассматриваемого движения.

Кроме того, была предложена методика, позволяющая в случае резонанса основного типа, приводить неавтономные канонические системы с двумя

степенями свободы к нормальной форме. Данная методика была успешно применена при решении рассмотренной задачи.

Исследование выполнено за счет средств гранта РФФИ № 14-21-00068 в Московском авиационном институте (Национальном исследовательском университете).

The stability problem of resonance rotation of a dynamically symmetric satellite on an elliptical orbit

Chekina E.A.
MAI, Moscow

We deal with the stability problem of a resonant rotation of a symmetric rigid body about its center of mass in an elliptical orbit. The motion of the body can be described by canonical system of differential equations in the Hamiltonian form. If the parameters of the problem satisfy certain equality then there is a particular solution which is a planar motion such that the body completes three rotations in absolute space during two orbital revolutions of its center of mass. In this paper we study the stability of the resonant rotation in an extended formulation taking into account both planar and spatial perturbations.

By analyzing linearized equations of perturbed motion there was found eccentricity interval $0.6904107039 < e < 1/2$, where the resonant rotation is unstable. Outside this interval a nonlinear stability study has been performed and subintervals of formal stability and stability for the most of initial data have been found. The conclusions on stability were obtained by an analysis of coefficients of the Hamiltonian normal form normalized up to terms of fourth order. A nonlinear normalization of the Hamiltonian was performed by using an approach based on construction of symplectic map generated by the Hamiltonian system.

Also there were developed a new technique for stability analysis of periodic solutions of Hamiltonian system with two degrees of freedom when there exist first and second order resonances.

The work is carried out at the cost of the grant of the Russian Scientific Foundation (project 14-21-00068) at the Moscow Aviation Institute (National Research University).

Управление спуском в атмосфере аэрокосмического летательного аппарата

Шафай С.С.
МАИ, г. Москва

Аэрокосмический аппарат (АКА) – летательный аппарат, способный совершать управляемое движение, как в атмосфере, так и в околоземном космическом пространстве, и располагающий достаточно большим значением аэродинамического качества на гиперзвуковых скоростях движения в атмосфере, которое достигается самолётной формой аэрокосмического аппарата, а именно, несущим корпусом и (или) крылом. Достоинством АКА является возможность многоразового использования.

В докладе рассматриваются теоретические и алгоритмические аспекты задачи управляемого спуска аэрокосмических аппаратов.

Основной задачей атмосферного этапа движения спускаемого АКА является уменьшение гиперзвукой скорости входа в атмосферу до допустимой посадочной скорости. Она решается посредством аэродинамического торможения аппарата, при котором большая часть кинетической энергии преобразуется в тепловую и рассеивается в атмосфере.

Анализируются процессы планирующего и реактивного спуска: в первом случае за счет подъемной силы обеспечивается более медленное торможение, а во втором торможение АКА осуществляется реактивными двигателями. При комбинированном спуске торможение осуществляется посредством совместного действия аэродинамических и реактивных сил. В решаемых задачах управляющими переменными являются сила тяги двигателей, углы атаки и крена.

Обсуждаются известные методы решения задачи управления спуском АКА. Наилучшее использование маневренных возможностей АКА обеспечивается решением задачи оптимального управления движением. Как правило, в качестве критерия оптимальности принимается время манёвра.

Анализируется возможность и системотехнические аспекты декомпозиции задачи управления движением АКА на две частные задачи (подзадачи): управление движением центра масс (ЦМ) и управление угловым движением относительно центра масс (процессы ориентации и стабилизации).

Итогом решения первой задачи является номинальная траектория спуска и соответствующее ему программное управление. Для ее решения используется упрощенная модель движения ЦМ аппарата, причем решение основано на принципе максимума Понтрягина. Вторая задача рассматривается как задача регулирования в условиях действия нелинейных и нестационарных факторов.

Предлагается двухкантурная схема управления АКА: первый (внешний) контур обеспечивает отработку заданного вектора скорости, а второй (внутренний) – отработку заданного углового положения АКА.

Анализируются вопросы робастности алгоритмов управления движением АКА.

Control Aerospace Flying Vehicle Reentry In The Atmosphere

Shafaei S.S.
MAI, Moscow

Aerospace vehicle (AV) – flying vehicle designed to perform a controlled movement, both in the atmosphere and in near-Earth space, and has a sufficiently large value of the aerodynamic quality at hypersonic speeds in the atmosphere, which is achieved the airplane form of an aerospace vehicle, namely, carrier body and (or) the wing. The advantage of AV is the possibility of multiple uses.

The report considered the theoretical and algorithmic aspects of the issue of the controlled reentry of aerospace vehicles.

The main objective of the atmospheric reentry phase of the AV is to reduce hypersonic speed entry into the atmosphere to an acceptable landing speed. It is achieved by an aerodynamic braking device, in which most of the kinetic energy is converted into heat and dissipated into the atmosphere.

The processes of planned and reactive descent are: in the first case due to the lifting force provided the slower braking and the second braking of AV made by reactive

engines. the combined descent braking is carried out by the joint action of aerodynamic and reactive forces. The controlling variables are the engine thrust, angle of attack and roll.

We discuss the known methods for the control of reentry AV. the best maneuverable capability of AV provided by optimal control. Typically, the time of maneuver takes as the optimality criterion.

The possibility and technical system aspects of decomposition of motion control tasks of AV into two particular tasks (subtasks) are Analyzed: motion control center of mass (CM) and angular motion control relative to the center of mass (the processes of orientation and stabilization).

The result of the first task is a nominal descent trajectory and the corresponding control software. To solve this problem, a simplified model of the motion of CM apparatus, the solution is based on the Pontryagin maximum principle. The second problem is seen as the task of regulation under the action of nonlinear and transient factors.

For control AV dual-control scheme is proposed: the first (outer) contour provides working off a specified velocity vector, and the second (inner) - working off a predetermined angular position of the AV.

The issues of robustness of motion control algorithms of AV are analyzed.

Математическое моделирование продольных нестационарных аэродинамических характеристик самолета на больших углах атаки

Трифорова Т.И., Шелюхин Ю.Ф., Шухопцов Д.В.
ЦАГИ, г. Жуковский

В докладе предлагается математическая модель расчета нестационарных аэродинамических коэффициентов подъемной силы c_y , момента тангажа m_z , и методика выбора параметров этой модели, основанная на данных, полученных в трубных испытаниях модели самолета при гармонических колебаниях и ее статическом положении.

Модель основана на преобразовании статических зависимостей коэффициентов подъемной силы $c_y(\alpha)$ и момента тангажа $m_z(\alpha)$ во входные параметры дифференциального уравнения первого порядка (апериодического звена), постоянная времени T которого зависит от угла атаки и скорости его изменения.

Неоднозначность в нестационарных аэродинамических характеристиках имеет место в ограниченном диапазоне углов атаки. По результатам трубных и летных испытаний определяются значения углов атаки полного разрушения безотрывного обтекания α_2 и полного восстановления безотрывного обтекания α_0 .

В докладе приводится методика определения значений углов α_0 и α_2 , формирования входных параметров апериодического звена и его постоянной времени по результатам трубных испытаний и их уточнения по результатам летных испытаний.

Результаты сравнения рассчитанных по данной методике продольных нестационарных характеристик подтвердили приемлемость разработанной

математической модели для расчетных и стендовых исследований динамики самолета на больших углах атаки.

Mathematical modeling of longitudinal non-stationary aerodynamics characteristics of aircraft at high angles of attack

Trifonova T.I., Shelyukhin Yu.F., Shuhovtsov D.V.

TsAGI, Zhukovsky

The report proposes the mathematical model for calculation of unsteady aerodynamic coefficients of the lift force C_L , pitch moment C_m . The model parameters are selected from the aerodynamic tunnel test results of static model of the plane and its of harmonic oscillation.

The model is based on the transformation of the static dependencies of the coefficients of lifting force $C_L(\alpha)$ and pitch moment $C_m(\alpha)$ in the input parameters of the aperiodic link. The time constant T of the link depends on the angle of attack and its rate of change.

The ambiguity of the non-stationary aerodynamics characteristics takes place in a limited range of angles of attack. According to the results of tunnel and flight tests, the values of the angles of attack of the complete breaking of non-separable flow α_2 and full recovery of non-separable flow α_0 are determined.

In the paper the procedure of determination of values of angles of attack α_0 and α_2 , and development of input parameters of the aperiodic link and its time constant is presented. The parameters are determined according to the results of tunnel test and specified by flight test results.

The results of the comparison confirmed the suitability of the mathematical model for calculation and experimental investigation of flight dynamics of aircraft at high angles of attack.

Интеллектуальная система поддержки процесса группового выбора

Смерчинская С.О., Шпаков А.С., Яшина Н.П.

МАИ, г. Москва

Проблема принятия сложных решений возникает практически во всех областях деятельности человека и в последнее время становится все более актуальной, в связи с появлением Интернета. Возможность получения и необходимость обработки большого объема исходной информации не позволяют осуществить оптимальный выбор, основываясь только на интуиции лица, принимающего решения. Возникает потребность в разработке математически обоснованных методов, позволяющих доверить процесс принятия решений интеллектуальной системе.

В данной работе рассматривается задача выбора наилучших вариантов альтернатив на основе информации, полученной от экспертов. Привлечение экспертов – квалифицированных специалистов в рассматриваемой предметной области, дает возможность повысить достоверность принятых решений. В основу предлагаемой интеллектуальной системы положена разработанная авторами методика агрегирования экспертных предпочтений на основе нагруженного мажоритарного графа с весами на дугах, характеризующими степень превосходства одной альтернативы над другой. К суммарному

отношению предпочтения предъявляются требования согласованности с экспертной информацией и непротиворечивости.

Интеллектуальная система включает в себя:

- дружественный интерфейс, на который возлагаются функции получения, анализа и корректировки информации;
- базу знаний, содержащую экспертную информацию и алгоритмы решения задач группового выбора;
- механизмы вывода последовательности алгоритмов, приводящих к решению задачи.

На этапе ввода исходных данных и их обработки системой лицо, принимающее решения, формирует множество альтернатив, множество критериев и множество экспертов. Размер массивов входных данных ограничивается только объемом оперативной памяти. У экспертов запрашивается информация об их индивидуальных предпочтениях: попарное сравнение альтернатив, ранжирование альтернатив, численные оценки. Затем алгоритмы принятия решений осуществляют выбор наилучших альтернатив. Если результат удовлетворяет принимающего решения, то система заканчивает работу. Для того, чтобы информацию конкретного эксперта можно было получать в удобное для него время, независимо от других, работа системы организована на сайте. Возможности Интернета позволяют получать информацию от экспертов, находящихся в любой точке Земли. В дальнейшем предполагается расширить интеллектуальную систему алгоритмами многокритериального выбора.

Intellectual support system for collective choice process

Smerchinskaya S.O., Shpakov A.S., Yashina N.P.

MAI, Moscow

Problem of making difficult decisions appears in nearly every sphere of human activity and recently becomes increasingly actual, especially due to the invention of Internet. Ability of getting and necessity of processing of large amounts of initial data do not allow making of optimal choice, based only on intuition of a decision maker. So, need to develop mathematical methods to transfer the decision-making process to the intelligent system, appears.

In this study, we review the problem of collective choice of the best alternatives based on the data, obtained from the experts. Involvement of experts – qualified specialists in current subject area, makes possible to improve reliability of made choices. Proposed intellectual system is based on developed by the authors method of expert preferences aggregation, based on weighted majority graph with weights of the edges, characterized by the superiority degree of one alternative over the another. Requirements of coherence with the expert information and consistency are imposed to the total preference relation.

Intellectual system includes:

- user-friendly interface, which is entrusted with functions of receipt, analysis and correction of information;
- database, containing expert information and algorithms of solving collective choice problems;

- output mechanisms of algorithm sequence, leading to the problem solution.

In the step of the initial data input and its processing by the system, decision maker forms a set of alternatives, a set of criteria and a set of experts. Sizes of the arrays of the initial data are limited only by the amounts of random access memory. Experts are asked for information about their individual preferences: pairwise comparison of alternatives, ranking alternatives, numerical estimates. Then, the decision-making algorithms perform a selection of the best alternatives. If the result satisfies the decision maker, the system stops. To allow a certain expert information to be obtained in any convenient time, independently of the other, the system is organized on the site. Internet capabilities allow obtaining information from experts at any point on the Earth. In the future, it is considered to expand the intellectual system with the algorithms of multi-criteria choice.

9. Экономика и менеджмент предприятий аэрокосмического комплекса

9. Economics and Management of Enterprises of Aerospace Complex

Требования к экспертам по сертификации квалификаций в ракетно-космической отрасли

Александров М.Н., Борисова Е.В.
МАИ, г. Москва

При использовании экспертной оценки одна из сложных проблем заключается в выборе экспертов, из которых формируется экспертная группа. Правильность полученных оценок в основном определяется правильностью подбора экспертов. Компетентность эксперта целесообразно определять, исходя из погрешностей назначаемых им оценок. Поскольку разработка методов определения погрешностей достаточно сложная задача, то представляется целесообразным оценивать профессиональные характеристики экспертов, от которых зависит погрешность выносимых ими оценок качества. Эти характеристики можно условно разделить на 4 группы: информированность, заинтересованность, деловитость, объективность.

Информированность эксперта должна распространяться на объект оценки качества и методологию оценки. Профессиональная информированность включает знание: истории развития оцениваемой продукции; производства; знаний показателей качества различных ее модификаций; научно-исследовательских работ и патентов; требований потребителей; условий и характера потребления.

Оценочная информированность обеспечивает четкое понимание экспертом подхода к оценке качества продукции, как к мере удовлетворения ею требований потребителей; методов оценки качества, особенно экспертных методов; вопросов построения оценочных шкал.

Заинтересованность эксперта в результатах экспертизы зависит от многих факторов: степени загруженности эксперта основной работой; возможности использования полученных результатов; целей экспертизы; характера выводов, которые могут быть сделаны по результатам оценки качества; индивидуальных особенностей эксперта; характера вознаграждения за участие в экспертизе.

Деловитость эксперта включает: собранность, подвижное и эластичное внимание; контактность; нонконформизм (критичность); мотивированность выносимых оценок.

Последняя группа характеристик – объективность, которую можно рассматривать, как способность учитывать только ту информацию, которая определяет удовлетворение потребности данной продукцией. Необъективность эксперта заключается в сознательном завышении или занижении оценок качества продукции по причинам, не имеющим отношения к качеству.

Количественная оценка профессиональных характеристик специалиста позволила бы характеризовать его как эксперта и фиксировать изменение его

качества во времени. Для количественной оценки компетентности эксперта необходимо, прежде всего, получить частные оценки отдельных профессиональных характеристик эксперта.

Requirements to experts in certification of qualifications in a space-rocket industry

Aleksandrov M.N., Borisova E.V.

MAI, Moscow

When using an expert evaluation one of complex problems consists in the choice of experts of whom the expert group is created. Correctness of the received estimates generally is determined by correctness of matching of experts. It is reasonable to determine competence of the expert, proceeding from errors of the estimates appointed by him. As development of methods of determination of errors rather complex challenge, is advisable to estimate professional characteristics of experts on which the error of the quality evaluations which are taken out by them depends. These characteristics can be divided into 4 groups conditionally: knowledge, interest, efficiency, objectivity.

Knowledge of the expert shall extend to an object of a quality evaluation and methodology of assessment. Professional knowledge includes knowledge: stories of development of the estimated products; productions; knowledge of indicators of quality of its various modifications; research works and patents; consumer requirements; conditions and nature of consumption.

Estimative knowledge provides a clear understanding by the expert of approach to products quality evaluation, as to a measure of satisfaction with it of consumer requirements; quality evaluation methods, especially expert methods; questions of creation of rating scales.

Interest of the expert in results of examination depends on many factors: degrees of load of the expert with the main work; possibilities of use of the received results; examinations are more whole; nature of conclusions which can be made by results of a quality evaluation; specific features of the expert; nature of remuneration for participation in examination.

Efficiency of the expert includes: concentration, mobile and elastic attention; sociability; nonconformism (criticality); motivation of the taken-out estimates.

The last group of characteristics - objectivity which can be considered how a capability to consider only that information which determines satisfaction of requirement with these products. Bias of the expert consists in conscious overestimate or understating of quality evaluations of products for the reasons which don't have relations to quality.

Quantitative assessment of professional characteristics of the specialist would allow to characterize it as expert and to fix change of its quality in time. For quantitative competency evaluation of the expert it is necessary to receive, first of all, private estimates of separate professional characteristics of the expert.

Ключевые факторы успеха руководителя предприятия ракетно-космической промышленности

Алексеева П.А., Федотова М.А.

МАИ, г. Москва

На сегодняшний день нет ни одной теории или подхода, который объединял бы все исследования и отражал бы общее видение феномена лидерства и фигуры лидера. Проблематика лидерства рассматривается в теории личностных качеств, в концепциях организационного поведения, в ситуационной теории лидерства.

Руководитель обязан быть сильным, как и лидер, но всегда ли руководитель должен быть лидером? Большинство современных авторов дают на это утвердительный ответ. В любой организации все процессы начинают протекать активнее, когда у руля появляется лидер. Уметь стать вдохновителем для окружающих, примером для подражания, тем, за кем люди будут согласны следовать, – особое мастерство.

В результате проведенного исследования среди руководителей предприятий ракетно-космической промышленности мною были выявлены ключевые факторы успеха руководителей.

Существует множество различных факторов, которыми руководствуются большинство руководителей крупных ракетно-космических предприятий. Но лишь некоторые из них являются ключевыми, которые с высокой вероятностью приведут к успеху, к успешному руководству.

Ярким представителем ключевых факторов успеха среди руководителей предприятий ракетно-космической промышленности является Михаил Федорович Решетнёв. Михаил Фёдорович Решетнёв, в силу складывающихся обстоятельств, не имел права на неудачу, обязан был добиваться безусловно успешного выполнения поставленных на правительственном уровне задач, принося стране реальный оборонный и экономический эффект, вновь и вновь подтверждая свою квалификацию и состоятельность, а также компетентность коллектива предприятия.

Истинный лидер – это человек, который способен призвать людей к действию, умеет найти подход, всегда способен найти выход из сложной ситуации, не теряя самообладания. Компетентность и знание своего дела – это важные качества руководителя предприятия.

В работе обозначены ключевые факторы успешного руководителя предприятия: наличие общих знаний и навыков и специальных (прикладных) качеств руководителя, характерных для отрасли; была составлена анкета для действующих руководителей предприятий ракетно-космической промышленности.

Key success factors of the director of the space-rocket industry

Alekseeva P.A., Fedotova M.A.

MAI, Moscow

Today there is no theory or approach which would unite all researches and would reflect general vision of a phenomenon of leadership and the leader's figure. The perspective of leadership is considered in the theory of personal qualities, in concepts of an organizational behavior, in the situational theory of leadership.

The head is obliged to be strong, as well as the leader, but whether always the head shall be a leader? Most of modern writers give on it the affirmative answer. In any organization all processes begin to proceed more actively when the wheel has a leader. To be able to become the inspirer for people around, an example for imitation, that whom people will be agree to follow, – special skill.

As a result of the conducted research among heads of the entities of the space-rocket industry I revealed key factors of success of heads.

There is a set of various factors by most of which of heads of the large space-rocket enterprises are guided. But only some of them are key which with high probability will result in success, to a successful management.

The bright representative of key factors of success among heads of the entities of the space-rocket industry is Mikhail Fedorovich Reshetnyov. Mikhail Fyodorovich Reshetnyov, owing to the developing circumstances, had no right to failure, was obliged to try to obtain certainly successful accomplishment of the tasks set at the ministerial level, bringing to the country real defensive and economic effect, again and again confirming the qualification and solvency, and also competence of staff of the entity.

The true leader is a person who is capable to call people for action, is able to find approach, is always capable to find a way out of a difficult situation, without losing self-control. Competence and knowledge of the case are important qualities of the director.

In this article key factors of the successful director are designated: availability of the general knowledge and skills and special (applied) qualities of the head characteristic of an industry; the questionnaire for the acting heads of the entities of the space-rocket industry was constituted.

Развитие авиастроения в Российской Федерации в условиях импортозамещения

Артющик В.Д., Тихонов А.И.
МАИ, г. Москва

Сложная геополитическая обстановка и санкции в отношении нашей страны требуют оперативного решения проблемы импортозамещения, особенно в том случае, когда дело касается авиационной промышленности. Импортозамещение в этой отрасли тесно связано с понятием «военная безопасность».

Целью данной работы являлось формирование принципов импортозамещения, классификация мер политики импортозамещения по различным основаниям и оценка уже применяемых на практике мер и механизмов.

Государство имеет достаточно широкий инструментарий для реализации политики импортозамещения. В ходе работы было доказано, что минимальный эффект приносят механизмы, направленные на ограничение внешней торговли, в то время как наибольший положительный эффект приносят механизмы, направленные на стимулирование инвестиционной деятельности и продвижение на рынке товаров отечественных производителей. Под положительным эффектом следует понимать создание новых производств и рабочих мест, рост налоговых поступлений, развитие научно-технического задела и т.д. Негативный эффект – осложнение торговых отношений с зарубежными партнерами, ухудшение имиджа страны на международной арене, удорожание товаров на внутреннем рынке, снижение их качества и т.д.

Основными принципами, заложенными в механизмы импортозамещения в авиационной промышленности, должны стать следующие: стратегический характер и ограниченность во времени. При этом основным мерилom

успешности политики импортозамещения выступит динамика конкурентоспособности отечественной продукции.

Следует особо отметить, что в основу плана импортозамещения должны быть положены задачи создания конкурентоспособных продуктов и выхода на мировой рынок, обладающий гораздо более высоким потенциалом для роста отечественных компаний, а не полной замены всего зарубежного, тем более, что значительная часть оборудования и разработок, поставляемых по импорту, может быть освоена российскими предприятиями.

Всестороннее развитие программы импортозамещения может стать одним из факторов, стабилизирующих социально-экономическое положение России в целом. В основу импортозамещения в авиационной промышленности должен быть положен тезис о том, что все замещаемые технологии и оборудование получают свое развитие на более высоком уровне развития науки.

Development of the aviation industry in the Russian Federation in conditions of import substitution

Artyushchik V.D., Tikhonov A.I.
MAI, Moscow

The complex geopolitical situation and the sanctions against our country require operative solution to the problem of import substitution, especially when it comes to the aviation industry. Import substitution in this sector is closely linked to the notion of “military security”.

The aim of this work was the creation of import substitution principles, classification policies of import on various grounds and evaluation of already used in practice measures and mechanisms.

The state has enough tools to implement a policy of import substitution. During the work it was proved that a minimal effect bring mechanisms to limit foreign trade, while the greatest positive effect of bringing the mechanisms aimed at stimulating investment and promoting the market for goods of domestic producers. Under the positive effect it is understood the creation of new industries and jobs, increase tax revenues, scientific and technological development of the backlog, etc. The negative effect – a complication of trade relations with foreign partners, the deterioration of the country's image in the international arena, more expensive products on the domestic market, a decrease in their quality, etc.

The basic principles laid down in the import arrangements in the aviation industry should be the following: the strategic nature and limited in time. Thus the main measure of the success of import substitution policies deliver dynamic competitiveness of domestic products.

It should be noted that in the framework of import substitution plan should be based on the task of creating competitive products and the world market with a much higher potential for growth of domestic companies, and are not a complete replacement of all foreign, especially since much of the equipment and development provided on imports, it can be mastered by Russian enterprises.

Comprehensive development program of import substitution may be one of the factors that stabilize the socio-economic situation in Russia as a whole. The basis of import substitution in the aviation industry should be put to the idea that all

substitutable technologies and equipment obtained its development at a higher level of development of science.

Одно из перспективных направлений развития авиации в освоении Крайнего Севера и Арктической зоны Российской Федерации

Аржимович А.И.

МАИ, г. Москва

Ташкентское авиационное производственное объединение имени В.П. Чкалова (ГАО «ТАПОиЧ») было создано на базе российского авиационного завода в г. Химки Московской области в 1932 году.

В 1941 году авиационный завод был эвакуирован в Ташкент, Узбекистан и наладил выпуск боевых самолетов.

После войны на заводе начали выпускаться транспортные и пассажирские самолеты.

В 1990 году была построена первая экспортная модель самолета Ил-114. В 1992 году поднят в воздух первый экземпляр Ил-114.

После распада СССР ГАО «ТАПОиЧ» фактически прекратило выпуск своей продукции. Но в 2012 году после проведенных переговоров с Россией Ташкентский авиазавод был готов продать все, что необходимо для сборки самолета Ил-114. С нашей стороны было принято решение производить самолет в Нижнем Новгороде на заводе «Сокол».

Российским предприятиям необходимо создавать технику нового поколения, чтобы она стала конкурентоспособной. Сейчас необходимо наладить работу по созданию нового отечественного самолета на базе Ил-114. Предполагаемая стоимость проекта по строительству модернизированного самолета Ил-114 составит порядка 55 миллиардов рублей.

Ил-114 двухмоторный турбовинтовой самолет, способный перевозить до 70 человек на расстояние около полутора тысяч километров. Для Российских авиакомпаний Ил-114 является весьма привлекательным благодаря простоте обслуживания и неприхотливости к качеству покрытия аэродромов. По оценке экспертов, потребность в самолетах Ил-114 составит около 320 машин до 2030 года.

Самолет Ил-114 будет также производиться на лыжно-колесном шасси, который в дальнейшем получит название Ил-114-300. Этот самолет будет иметь дальность полета до 4800 км с нагрузкой 1000 кг, с максимальным запасом топлива до 5600 км. Часовой расход топлива при полете с максимальным запасом топлива составит 550 кг/ч.

Ил-114 рассматривается не только как пассажирский самолет, но и как транспортная платформа. В программе развития Антарктиды до 2020 года прописаны три самолета Ил-114 на лыжно-колесном шасси, который в дальнейшем получит название Ил-114-300.

Ил-114-300 планируется производить в четырех вариантах. Базовым станет пассажирский, первые поставки которого планируется начать к 2019 году. На базе пассажирского самолета будут созданы грузовой и арктический варианты, а также патрульный самолет, прототип которого был представлен на «Армии-2015».

По мнению экспертов, транспортные возможности самолета ИЛ-114-300 полностью конкурентоспособны в сравнении с характеристиками самолетов-аналогов.

One of the promising directions of the development of aviation in the North and the Arctic zone of the Russian Federation

Artsimovich A.I.

MAI, Moscow

The Tashkent Aircraft Production Association named after VP Chkalov (GAO “ТАПОИЧ”) was established on the basis of the Russian aviation plant in Khimki, Moscow Region, in 1932.

In 1941, the aircraft plant was evacuated to Tashkent, Uzbekistan, and started manufacturing military airplanes.

After the war the plant began producing transport and passenger planes.

In 1990 the first export model of the plane IL-114 was built. In 1992 the first copy of the IL-114 was lifted into the air.

After the breakdown of the USSR the Corporation “ТАПОИЧ” virtually stopped its output. But in 2012 after the negotiations with the representatives of the Russian Federation the Tashkent Aircraft Plant was willing to sell all that is needed for manufacturing of the IL-114. Our government came to a decision to produce planes in the “Sokol” Plant in Nizhny Novgorod.

Russian companies need to create new generation technology so that it can become competitive. Now it is necessary to create a new domestic airplane based on the IL-114. The estimated cost of the project for the construction of modernized IL-114 will be about 55 billion rubles.

IL-114 twin-engine turboprop aircraft is capable of carrying up to 70 people at a distance of about one and a half thousand kilometers. For Russian airlines this plane is very attractive due to the simplicity of service and the quality of coating in the airports is not important. According to the experts the demand for the plane IL-114 will be about 320 planes till 2030.

The plane IL-114 will also be produced on the ski-wheeled chassis, which in the future will be called the IL-114-300. The plane will have a range of up to 4800km with a load of 1000kg, with maximum fuel up to 5600km. The consumption of fuel per hour during the flight with maximum fuel capacity will be 550 kg / h.

The plane IL-114 is regarded not only as a passenger airplane, but also as a transport platform. The program of the development of Antarctica until 2020 envisages the production of 3 planes IL-114 on the ski-wheeled chassis, which in the future will be called the IL-114-300.

IL-114-300 will be produced in four variants. The base plane will be passenger, whose first deliveries are planned to begin in 2019. Cargo and Arctic versions of the plane as well as a patrol plane, a prototype of which was presented at the “Army-2015”, will be created on the basis of the passenger plane.

According to experts, the transport capacity of the aircraft IL-114-300 is fully competitive in comparison with the characteristics of analog airplanes.

**Новые подходы к построению структуры верхнего уровня
международных стандартов на системы менеджмента
(применительно к системам менеджмента аэрокосмической
промышленности)**

Ахрамович А.А., Гришаева С.А.
МАИ, г. Москва

Annex SL представляет собой руководство для разработки стандартов для систем менеджмента на основе единой структуры верхнего уровня (High Level Structure). Данная структура была разработана и представлена в 2011 году Международной Организацией по Стандартизации, публикация ее конечного варианта состоялась в 2013 году в приложении Annex SL.

Создание подобной универсальной структуры ставит перед собой задачи по упрощению внедрения интегрированных систем менеджмента для организаций за счет унификации терминов и основных определений, и идентичного текстового ядра, все это повышает ценность стандартов для предприятия.

Основные черты структуры верхнего уровня:

- Использование методологии «Plan-Do-Check-Act», на основании которой базируются модели систем менеджмента, разрабатываемых стандартов.
- Процессный подход, предусматривающий разделение деятельности на цепочку отдельных процессов и их управление. В это понятие включается и системный подход, подразумевающий рассмотрение деятельности организации как системы взаимосвязанных элементов.
- Включение элементов менеджмента рисков по международному стандарту ISO 31000:2009 «Риск Менеджмент – Принципы и руководства». Новая структура стандартов делает мышление на основе рисков более определенным и отражает его в требованиях к разработке, внедрению, поддержанию в рабочем состоянии и постоянному улучшению системы менеджмента.

В аэрокосмической отрасли основным стандартом, определяющим требования к системе менеджмента качества является AS 9100:2009 «Системы менеджмента качества в аэрокосмической промышленности – Требования». Данный стандарт базируется на устаревшей версии стандарта ГОСТ ISO 9001-2011 «Системы менеджмента качества», обновившейся в 2015 году согласно структуре верхнего уровня до ГОСТ Р ИСО 9001-2015. Таким образом, в скором времени AS 9100:2009 также получит обновление, что благополучно повлияет на его совместимость с другими стандартами, а также ускорит создание интегрированных систем менеджмента на его основе.

**New approaches to the construction of high-level structure for international
management systems standards**

(with regard to aerospace systems management)

Akhramovich A.A., Grishaeva S.A.
MAI, Moscow

Annex SL is a guide for the development of standards for management systems based on a single High Level Structure. This structure was developed and presented in 2011 by the International Organization for Standardization, the publication of its final version was held in 2013 in the annex Annex SL.

The creation of such a universal structure puts a problem of simplifying the implementing of integrated management systems for organizations due to the unification of terminology and basic definitions and identical text, all of this has the aim to increase the value of standards for enterprises.

Main characteristics of the High Level Structure:

- Using of the methodology “Plan-Do-Check-Act” on which models of developed management systems standards are based.

- Process approach, involving the separation of activities in the chain of individual processes and their management. This concept includes also systematic approach that involves consideration of the organization as a system of interrelated elements.

- Inclusion of elements of risk management according to international standard ISO 31000:2009 “Risk management – Principles and guidelines”. The new standard structure makes risk-based thinking more specific and reflects it in the requirements for the development, implementation, maintenance, operational and continuous improvement of management system.

In the aerospace industry the basic standard that defines requirements for a quality management system is AS 9100:2009 “Quality Management Systems in the Aerospace – Requirements”. This standard is based on the aging version of GOST ISO 9001-2011 “Quality Management System”, renewed in 2015 according to the High Level Structure to GOST R ISO 9001-2015. Thus soon AS 9100:2009 will also receive an update that will affect well on its compatibility with other standards, as well as accelerate the creation of integrated management systems based on it.

Построение моделей тэо в ркп с учетом кризисных рисков

Коробатов В.Я., Баковкин А.Р.

МАИ, г. Москва

В данной статье будут рассмотрены различные подходы, методы и особенности учета в моделях критериев технико-экономического обоснования в ракетно-космической промышленности факторов кризисных рисков. Обоснована необходимость увязки целей, задач и требований к инновационным изделиям с долгосрочными экономическими прогнозами.

В настоящее время экономическая ситуация в Российской Федерации оказывает ключевое влияние на развитие ракетно-космической промышленности (далее РКП). Реформа, произошедшая в конце 2015 года, в ходе которой было упразднено федеральное космическое агентство «Роскосмос», а его функции были переданы одноименной Государственной корпорации по космической деятельности, послужила отправной точкой для оптимизации работы РКП в текущей экономической обстановке. Тогда же, была поставлена основная задача для новой госкорпорации – вывод из кризиса российской космонавтики. Не смотря на это, в 2016 году произошло сокращение бюджета Роскосмоса на 10%, а на федеральную космическую программу на 2016-2025 года было выделено 1,4 трлн. рублей, против 2 трлн. рублей, которые предполагались по первоначальному плану. В такой ситуации возникает острая необходимость в повышении эффективности использования средств. Очевидно, будут пересмотрены или урезаны некоторые проекты. Уже на сегодняшний день была сокращена лунная программа, отменено создание ракеты-носителя

сверхтяжелого класса Ангара А-7, а так же ряда спутников и объектов инфраструктуры. Более того, министерство финансов проинформировало Роскосмос о планируемом снижении в 2017-2019 годах расходов на космос еще на 15%, что ставит под сомнение возможность реализации оставшихся задач, стоящих перед агентством. При таком развитии событий, для реализации даже самых жизненно важных для отечественной космонавтики идей, потребуется с одной стороны умелое и целенаправленное использование средств, а с другой стороны принятие смелых и порой непопулярных решений.

Для продолжения эффективной работы отрасли следует оптимизировать механизмы прединвестиционного этапа жизненного цикла проекта. На данном этапе важное место занимает технико-экономического обоснование (далее ТЭО), которое позволяет на ранних этапах создания получить полное представление о проекте для принятия решения об инвестировании. Увеличивается необходимость в увязке целей, задач и требований к изделиям с рисками для отечественной ракетно-космической промышленности. Наиболее приемлемым вариантом является учет такой увязки в рамках ТЭО. Такая модель особенно эффективно позволит выявлять на первоначальных этапах разработки недостатки и уязвимости, которые в последствие устранить либо вообще невозможно, либо их устранение потребует нерациональных затрат. В данном формате необходимо осуществлять анализ, оценку и управление рисками, а также применять статистические и экспертные методы прогнозирования динамики развития технико-экономических показателей проектов по созданию РКТ. На сегодняшний день предприятия отрасли не в полной мере учитывают кризисные риски при составлении ТЭО проектов. В связи с чем, возрастает вероятность ошибочной оценки перспектив изделий, как на российском, так и на международном рынке космических товаров и услуг.

Model building the feasibility study of the rcp with regard to crisis risk

Korobатов В.Ю., Бакочкин А.Р.

MAI, Moscow

This article will examine various approaches, methods and features of the account in the models of the criteria of a feasibility study in the aerospace industry crisis risk factors. The necessity of linking the goals, objectives and requirements for innovative products with long-term economic forecasts.

Currently, the economic situation in the Russian Federation has a key influence on the development of rocket and space industry (the RCP). The reform, which took place at the end of 2015, during which it was abolished by the Federal Space Agency "Roskosmos" and its functions were transferred to the same name by the State Corporation for space activities, served as a starting point for optimization of the RCP in the current economic climate. At the same time, it was put the main task for the new corporation - the conclusion of the crisis the Russian cosmonautics. In spite of this, \$ 1.4 trillion has been allocated in 2016 there was a reduction of Roscosmos budget by 10%, while the federal space program for 2016-2025 year. rubles against 2 trillion. rubles, which were assumed under the original plan. In such a situation there is an urgent need to improve the efficiency of the use of funds. Obviously, to be revised or cut some projects. Already today has been reduced lunar program, canceled the creation of super-heavy carrier rocket Angara class А-7, as well as the number of

satellites and infrastructure. Moreover, the Ministry of Finance informed the Federal Space Agency of the planned reduction in 2017-2019 years on space costs by 15%, which casts doubt on the possibility of implementing the remaining tasks of the Agency. In this scenario, to implement even the most vital to national astronautics ideas need on the one hand skilful and purposeful use of the funds, on the other hand the adoption of courageous and sometimes unpopular decisions.

To continue effective work industry should optimize the mechanisms of the pre-investment stage of the project life cycle. At this stage, an important place of the feasibility study (the feasibility study), that allows the early stages of creating a complete picture of the project for the investment decision. An increasing need for alignment of goals, objectives and requirements for the product, the risk for the domestic aerospace industry. The most viable option is the account of such a link as part of the feasibility study. This model is particularly effective in order to detect the initial stages of design flaws and vulnerabilities that subsequently eliminated or impossible, or their elimination would require unsustainable costs. In this format, you need to carry out the analysis, evaluation and risk management, as well as apply statistical and expert methods of forecasting the dynamics of technical and economic parameters to create CT projects. Today enterprises in the industry do not fully take into account the risks of crises in the preparation of feasibility studies. In this connection, it is increasing the likelihood of an erroneous assessment of the prospects of products, both in the domestic and international market for space products and services.

Работа с молодёжью в рамках корпоративной культуры вовлеченности

Банных Н.С., Иванова Ю.А., Комаров М.В., Мальков Н.Р.
РКК Энергия, г. Королёв

Цель данной работы - совершенствование молодежной политики ПАО РКК «Энергия» с учетом факторов, влияющих на вовлеченность молодежи в профессиональную деятельность и корпоративную жизнь компании.

В результате социологического опроса выделена группа вовлеченных работников (30% из числа молодежи до 35 лет). Доли вовлеченных работников тематических подразделений, которые непосредственно занимаются созданием космической техники, и работников обеспечивающей сферы отличаются. Причины этого факта удалось определить в процессе проведения фокус-групп. В процессе исследования выявлена группа риска, члены которой думают о том, чтобы покинуть Корпорацию. Она составляет 14% от молодежи компании. Следует учесть, что текучесть молодых работников на предприятии не превышает 8%, т.к. проводится заблаговременная работа с теми, кого следует закрепить в Корпорации.

Наибольший вклад при выявлении вовлеченных работников тематических подразделений вносит показатель, характеризующий интерес к выполняемой профессиональной деятельности. Для работников обеспечивающих подразделений, кроме интереса к работе значимо важны карьерный рост и удовлетворение своих способностей.

Подтвердились гипотезы, сформулированные на основании результатов предыдущих исследований. У молодых работников проявляется потребность в

профессиональной самореализации, для них важно планирование карьеры. Уровень заработной платы существенно влияет на вовлеченность молодежи - все молодые работники хотели бы его повышения. Но 32% вовлеченных работников указали, что оплата труда, по их мнению, обеспечивает приемлемое качество жизни, т.е. даже относительно невысокий уровень зарплаты не является критическим для вовлеченных работников. 92% работников высоко оценивают взаимоотношения в трудовых коллективах. 80% принимают корпоративную культуру компании, при этом только 59% молодежи удовлетворены существующими коммуникациями.

Расчет вовлеченности, проведенный по методике AON Hewitt, показал, что средние индексы по всей молодежи на положительном уровне (72% у работников тематических подразделений и 78% у обеспечивающих). Основные проблемы в группе риска связаны с совокупным вознаграждением, возможностью карьерного роста и оценкой качества жизни.

Повышение уровня вовлеченности имеет волнообразный характер при увеличении стажа и изменении должностей работников. Определенный спад вовлеченности происходит, когда молодые работники начинают считать себя недооцененными высококвалифицированными специалистами.

Полученные результаты позволили сформировать программу развития молодежи компании в рамках корпоративной культуры вовлеченности.

Company Involvement Culture for Young Employees

Bannikh N.S., Ivanova J.A., Komarov M.V., Malkov N.R.

RSC Energia, Korolev

The aim of the work is to improve youth culture at RKK "Energia" Plc. by involving young employees in professional activity and company life. The sociological survey resulted in singling out a group of involved young employees, which accounts for 30 per cent of young people under 35. It is necessary to stress that the share of people engaged in core work differs from the share of the supportive staff. The reasons for this state of affairs were clarified in the process of forming focus-groups.

The survey showed the existence of a risk-group (14%) which includes those employees who are making plans to leave the corporation. Mention should be made that the staff flow is below 8% which is the result of company work with employees who have growth prospects and who the corporation wants to maintain. The interest in professional activity is regarded as the main factor to take into consideration when young employees' involvement in core work is identified.

For supportive staff career opportunities and self-realization are more important than interest in work.

The hypotheses made during the previous stages of research were confirmed. Young employees have the need to be involved in professional self-realization and career planning. The salary is crucial for youth work involvement too – all young employees are interested in pay raise. But only 32% of all involved employees pointed out that, in their opinion, the salary level guaranteed the adequate life quality, which means that even a moderate payment can satisfy them.

92% of the staff value work relations and the psychological climate within the team.

80% of the respondents think highly of the corporate culture but only 59 % of young employees are satisfied with existing communication in their groups.

The estimation of young staff involvement, based on AON Hewitt, showed a positive tendency for all young staff (72% for core groups and 78 % for supportive staff).

The main problems in the risk group are explained by the reward level, career growth opportunities and life quality level.

The involvement level increase is not stable. It depends on the work experience and the change of job responsibilities. The slump takes place when highly qualified employees underestimate the work of young employees.

The results of the work made it possible to launch a project for developing young staff within the company involvement culture.

Применение гибкой методологии разработки программного обеспечения на крупных предприятиях

Блюменталь С.В., Блюменталь Я.В., Трошин А.Н.
МАИ, г. Москва

В крупных организациях, в частности у авиаперевозчиков, работающих с розничными клиентами, постоянно возникает необходимость в быстром создании программного обеспечения и последующей его доработке. Однако, не всегда этот процесс выстроен оптимально. Для его оптимизации нужно пересмотреть методы управления IT-проектами.

Agile – это набор методик и подходов к организации работы небольшой группы людей, выполняющих однородные творческие задачи. Используется, в первую очередь, для организации процесса разработки программного обеспечения. Основные принципы:

- Итерационный подход. Для каждой итерации определяется минимальный и дополнительный функционал. Минимальный функционал – минимум, достаточный для обеспечения жизнеспособности продукта.
- Оперативное, по возможности очное взаимодействие внутри рабочей группы.

Однако, в организациях с большими структурами и высокой степенью бюрократизации, зачастую руководители считают невозможным применение данных методик. Основные проблемы, с которыми приходится сталкиваться:

- многоуровневое согласование;
- большое количество правок;
- большое количество сотрудников, вовлеченных в процесс;
- размытая ответственность.

Это организационные проблемы, их в силах решить люди, управляющие процессом. Для эффективного применения Agile методики, на практике нужно применить два дополнительных принципа:

1. Определить состав рабочей группы. В рабочей группе не должно быть людей, которые не занимаются созданием продукта. Agile предполагает узкий круг участников, оперативное очное общение внутри группы. Менеджер формулирует и приоритизирует задачи на разработку, организуя таким образом

параллельные итерации в разработке и административно-организационном продвижении проекта.

2. Для оперативного и гибкого управления и для быстрого принятия решений нужно сосредоточить ответственность на членах рабочей группы. Они должны иметь возможность самостоятельно принимать любые решения, касательно проекта внутри группы. Специалисты, работающие над проектом, становятся центрами компетенции в своих областях.

Таким образом можно применить Agile методики даже в компаниях с большими, сложными структурами. Количество методик и подходов постоянно растет, появляются новые способы их масштабирования.

Agile methodologies in software development

Blumenthal S.V., Blumenthal Y.B., Troshin A.N.

MAI, Moscow

Large organisations, e.g. companies dealing with air freights and working with retail customers, have a constant demand for fast creating software solutions with further development and maintainence. However the development process is often organised in a suboptimal way. To improve it one has to review existing methods of IT-project management.

Agile – is a set of methodologies and techniques for organising small teams doing similar creative tasks. It is primarily used for software development process. It is basic principles are:

- Iterative approach. For each iteration two scopes of functionality are determined: a minimal scope and an additional one. Minimal functionality – is the minimal scope of work required to achive a viable functioning state of the product.

- Interactions within the team (personal if possible) is another key value in agile development. In large companies with their bureaucracy and comlex internal structures managers often find it difficult to apply agile methodologies. Among main obstacle to this:

- Come to an agreement requires multiple interactions.
- Many edits.
- Many employees involved in the process.
- Vague responsibility.

These are organisational problems. Managers are capable of solving them. Two principles are crucial for efficient use of agile methodologies in practice:

1. Form a team with determined roles. There should be no people who do not relate to the product creation. Agile methodologies imply a close group of people with intensive personal interactions within it. The manager formulates tasks and assigns priorities to them, organising small development iterations of the project.

2. For lean and strategic management, for fast decision making one has to concentrate responsibilities in the development team. The have to be able to make all decisions about the project on their own. Specialists working on that project should serve as “competence centers” in their fields of knowledge.

Thus it is possible to apply agile approach even in large companies with complex structures. The amount methodologies is constantly increasing and they become more and more scalable.

Экономический потенциал и развитие беспилотной авиации в Российской Федерации

Большаков С.И.
МАИ, г. Москва

Целью данного исследования является анализ экономического потенциала и выявление основных направлений развития беспилотной авиации, а именно определение области хозяйственного и военного применения беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) на территории РФ, анализ рынка БПЛА и его привлекательности для российских и зарубежных инвесторов.

Первый этап исследования включает сегментацию рынка БПЛА и выявление удельного веса российской продукции на мировом рынке производителей. Для определения основных экономических показателей необходимо использовать аналитические показатели ведущих консалтинговых компаний, что придаст исследованию большую степень объективности. Также важно выявить основные области применения продукции в гражданских целях и ее востребованность как коммерческими структурами, так и государственными ведомствами. Следует отметить, что производство и применение БПЛА предполагает тесную интеграцию с другими высокотехнологичными отраслями, и это является основной предпосылкой экономической эффективности конечной продукции.

Вторым этапом является определение условий внедрения инновационных отечественных разработок на мировой рынок беспилотной авиации, а также выявление основных проблем, связанных с освоением относительно новой отрасли. Следует определить основные задачи работы, которые включают в себя:

- Определение конкурентоспособности российских производителей на рынке беспилотной авиации;
- Выявление факторов, влияющих на экономику комплекса беспилотной авиации;
- Разработка стратегии экономического развития отечественных производителей беспилотных летательных аппаратов;
- Определение основных источников финансирования отрасли;
- Направления сотрудничества с субъектами сторонних отраслей и государственными ведомствами;
- Прогнозирование экономического развития отрасли;
- Условия разработки востребованного рынком продукта;
- Определение проблем, связанных с выходом на рынок и пути их устранения.

Результат работы предполагает обозначение перспектив развития отечественной беспилотной авиации и выявление экономического потенциала российской высокотехнологичной продукции относительно мирового рынка.

The economic potential and development of unmanned aircraft in the Russian Federation

Bolshakov S.I.
MAI, Moscow

The aim of this work is the identifying of the economic potential and vectors of development of unmanned aircraft, namely the definition of the field of commercial and military use of unmanned aerial vehicles in the territory of the Russian Federation, the UAV market analysis and its attractiveness to Russian and foreign investors.

The first step in the analysis is the segmentation of the UAV market, identifying the proportion of Russian products on the global market manufacturers. To determine the main economic indicators with the maximum objectivity of the study it is necessary to use the vision and statistics of foreign consulting companies. It is also important to identify the main areas of application of the product for civilian purposes and its relevance for commercial entities, and government agencies. It should be noted that the production and use of UAVs requires tight integration with other high-tech industries, and it is the main prerequisite for the economic success of the final product.

The second step is the defining the conditions of implementation and consolidation of new domestic developments in the international market of unmanned aircraft, as well as the identification of the main problems associated development of a relatively new industry. It is necessary to define the main goals of the work, which include:

- Identifying of the competitiveness of Russian manufacturers in the market of unmanned aircraft
- Identifying of factors affecting the economy of the UAV production
- Designing a strategy of economic development of the domestic manufacturers of unmanned aerial vehicles
- Identification of the main sources of industry funding
- The lines of cooperation with entities outside industries and government agencies
- Prediction of the Economic Development sector
- Terms of product development for needs of market
- Identifying problems related to access to the market and the ways to overcome them

Понимание потребностей и ожиданий заинтересованных сторон в системах менеджмента качества предприятий авиастроительной отрасли

Барменков Е.Ю., Борисова Е.В.

МАИ, г. Москва

Ключевым элементом конкурентоспособности организаций является понимание потребностей и ожиданий заинтересованных сторон. У руководства организации и всего коллектива в целом должно быть понимание, кто именно является заинтересованными в ее деятельности сторонами, способными влиять на ее систему качества. Перечень всех без исключения заинтересованных сторон должен быть значительно шире, чем только потребители. Для организации не менее важно осознавать требования всех, вне зависимости от степени их влияния, заинтересованных сторон, которые могут воздействовать на планирование, функционирование и совершенствование СМК.

В числе заинтересованных сторон стандарт ISO 9000:2015 определяет потребителей, владельцев/учредителей организации, инвесторов, сотрудников организации, поставщиков, банки, контролирующие и регулирующие органы, профессиональные сообщества, союзы, партнеров, конкурентов.

Определение заинтересованных сторон осуществляется путем: проведения SWOT-анализа; изучения законодательной и нормативно-правовой документации; маркетинговых исследований; обмена информацией с заинтересованными сторонами через анкетирование, опросы, совещания, рабочие встречи, переписку и др.; опросы, анкетирование, сбор предложений от сотрудников организации.

Работа по определению заинтересованных сторон должна вестись непрерывно и документироваться: отчёты маркетинговой работы: (анализ рынка, анализ потенциальных клиентов, анализ продукции, анализ производителей); выписки/ссылки из законодательной и нормативно-правовой документации муниципального, регионального, государственного, международного уровня, анкеты: (опроса потребителей, опроса сотрудников организации); перечень потребителей.

Периодичность сбора информации о заинтересованных сторонах определяется руководством организации. Рекомендательный характер носит следующая периодичность: проведение SWOT-анализа деятельности организации – ежегодно; проведение и составление отчетов маркетинговых исследований – ежеквартально; анкетирование потребителей и сотрудников – ежегодно; мониторинг за изменениями в законодательстве и нормативно-правовой базе данных – постоянно.

Собранные и проанализированные сведения о заинтересованных сторонах и их требованиях необходимо озвучивать ответственными сотрудниками на совещаниях. В качестве документированной информации могут выступать протоколы совещаний, выводы и заключения в отчетах, приказы, распоряжения др.

Understanding the needs and expectations of interested parties in the quality management systems of enterprises aircraft industry

Barmenkov E.U., Borisova E.V.

MAI, Moscow

A key element of the competitiveness of the organizations is to understand the needs and expectations of stakeholders. The leadership of the organization and the entire team as a whole needs to be an understanding of who is interested in its activities by the parties, able to influence its quality system. A list of any and all interested parties should be much broader than just consumers. For the organization is equally important to be aware of all the requirements, regardless of the degree of their influence, stakeholders who can influence the planning, operation and improvement of the QMS.

Among the stakeholders Standard ISO 9000:2015 defines the consumer, the owners / founders of the organization, investors and employees of the organization, suppliers, banks, supervisory and regulatory bodies, professional societies, unions, partners and competitors.

Stakeholder identification is carried out by carrying out the SWOT-analysis; explore legislative and regulatory documents; marketing research; exchange of information with stakeholders through questionnaires, interviews, meetings, workshops, correspondence, etc.; polls, surveys, collecting suggestions from members of the organization.

Work on the definition of the stakeholders should be carried out continuously and documented: reports marketing activities (market analysis, analysis of potential customers, product analysis, analysis of the producers); statement / reference of legislative and regulatory documents of the municipal; regional, national, international level profiles (consumer survey, the survey organization); list of customers.

Frequency of gathering information about stakeholders is determined by the direction of the organization. Recommendatory character has the following time periods: conducting the SWOT-analysis organization - annually; conducting market research and drafting of reports - on a quarterly basis; surveys of consumers and employees - each year; monitoring of changes in legislation and legal database - permanently.

The collected and analyzed information about stakeholders and their requirements need to voice the responsible officials at the meetings. As documented information can act as minutes of meetings, the findings and conclusions in the reports, orders, instructions, etc.

Обоснование экономической эффективности использования системы ГЛОНАСС в гражданском секторе на примере транспортного мониторинга

Варванина Ю.В.
МАИ, г. Москва

В декабре 1976 года в СССР было официально положено начало работ по созданию Глобальной Навигационной Спутниковой Системы. Спустя 40 лет уже Российская Федерация имеет успешно функционирующую навигационную систему, состоящую из 24 спутников, единственным аналогом и конкурентом которой является GPS.

ГЛОНАСС – масштабный национальный проект, выполняющий различные задачи, в том числе государственной важности, и обладающий поддержкой Правительства и Президента РФ. Но данная инновационная система, естественно, активно коммерциализируется и в гражданском секторе.

ГЛОНАСС применяется в различных сферах, которых объединяет использование в них значительного количества транспортной техники. Так, после распоряжения В.В. Путина, аппаратура ГЛОНАСС стала устанавливаться в автомобили «Лада»; мониторинг автомобилей осуществляют предприятия по перевозке или оказанию таксомоторных услуг. В сельское хозяйство, кроме контроля техники, появляется возможность составление почвенных карт хозяйств с использованием автоматических почвоотборников, использующих ГЛОНАСС-приемники.

В данной работе будут подробно рассмотрена эффективность внедрения ГЛОНАСС в транспортное хозяйство, то есть преимущества услуги отслеживания в режиме реального времени местонахождения любого ТС, оборудованного соответствующей аппаратурой. Подобный мониторинг позволяет сократить следующие затраты: расходы на такой персонал, как курьеры и водители (большая часть затрат), расходы на топливо (на 10-50%), расходы на тех. обслуживание ТС вследствие уменьшения пробега (пробег уменьшается на 5-12%) и расходы на сотовую связь (до 50%). Таким образом, несмотря на дорогостоящее оборудование и тех. обслуживание, внедрение

ГЛОНАСС полностью окупается, в среднем, за 5-6 месяцев, в зависимости от масштабов предприятия.

Подводя итоги, хочется отметить, что ГЛОНАСС обладает огромными научно-техническим, экономическим и социальным потенциалами. Внедрение системы в различные социальные и производственные сферы ведет к их качественному изменению. Необходимо повышать осведомленность о возможностях этой системы для ее максимального использования как на территории РФ, так и за рубежом.

Substantiation of economic efficiency of use of the GLONASS system in the civil sector of the transport monitoring

Varvanina J.V.
MAI, Moscow

In December 1976 the beginning of work on the establishment of a Global Navigation Satellite System was officially initiated in the USSR. After 40 years, the Russian Federation has already successfully functioning navigation system consisting of 24 satellites, the only analogue and competitor of which is the GPS.

GLONASS - a large-scale national project, performing a variety of tasks, including national importance, and has the support of the Government and the President of the Russian Federation. But this innovative system, of course, actively commercialized in the civilian sector.

GLONASS is used in various fields, which combines the use of a considerable amount of transport equipment. So, after the disposal of VV Putin became the GLONASS equipment installed in automobiles "Lada"; Car monitoring carried out by the company providing transportation or taxi service. In agriculture, in addition to control technology, it is possible compilation of soil maps of farms using automatic pochvootbornikov using GLONASS receivers.

In this paper will be discussed in detail the effectiveness of the introduction of GLONASS in the transport sector, ie the benefits of tracking services in the real-time location of any TC, equipped with the appropriate equipment. Such monitoring can reduce the following costs: personnel costs for such as couriers and drivers (most of the costs), fuel costs (10-50%), the cost of those. Vehicle maintenance due to reduced mileage (mileage is reduced by 5-12%) and the cost of mobile communication (50%). Thus, in spite of the expensive equipment and those. service, the introduction of GLONASS fully pays, on average, for 5-6 months, depending on the scale of the enterprise.

In summary, we note that GLONASS has enormous scientific, technical, economic and social potentials. Implementation of the system in a variety of social and industrial spheres leads to a qualitative change them. It is necessary to raise awareness about the possibilities of this system for its maximum use both in Russia and abroad.

Реализация комплексного подхода к управлению НИОКР

Калошина М.Н., Коржуева Л.М., Власова О.М.
МАИ, г. Москва

Конкурентоспособность, эффективность деятельности и финансово-экономическое выживание научно-исследовательского предприятия напрямую

зависит от подхода к организации управления НИОКР. Повышение наукоёмкости производства, устранение фрагментарности управления, включение патентоспособных разработок в финансово-хозяйственную жизнь учреждения – вот небольшой список задач, стоящих перед руководством.

Однако, наряду с реализацией успешных научных проектов, выполнением перспективных НИОКР с привлечением собственных источников финансирования, растет доля незавершенного производства, которая ухудшает финансовое состояние инновационного предприятия и понижает эффективность его деятельности. Таким образом, возникает потребность в ускоренном вовлечении результатов исследований в экономический и хозяйственный оборот, что влечет за собой разработку и применение эффективной экономической модели управления НИОКР от стадии идеи до стадии применения результатов в ФХД предприятия.

Подход к организации такой экономической модели управления НИОКР может включать в себя следующие стадии:

1. Усовершенствование системы классификации разработок с точки зрения правовых и экономических аспектов, для дальнейшей реализации проектов;
2. Разработка и применение модели, механизма управления научными проектами, которые, в свою очередь, включают в себя: структуру (архитектуру) управления, этапы ее введения в повседневную деятельность предприятия (отражение в регистрах учета процессов разработки, документооборот, формирование баз данных научных исследований, правовая защита продуктов, разработок и изобретений, дальнейшее их использование) и инструментов;
3. Оценка эффективности предприятия, с учетом качественных и количественных критериев;
4. Формирование системы корректировки стратегии развития и правоохранной деятельности, маркетинговой, затратной, договорной и кадровой политик.

Разрабатываемый комплексный метод организации НИОКР должен обеспечить прозрачность управленческих процессов, ускорить, облегчить, стандартизировать принятие решений на ключевых этапах исследовательского процесса, унифицировать процессы отражения в учете, наладить механизмы взаимодействия структур предприятия между собой и предприятия в целом с внешними потребителями, пользователями или защитниками разработок.

The implementation of an integrated approach to R&D Management

Kaloshina M.N., Korzueva L.M., Vlasova O.M.

MAI, Moscow

Competitiveness, efficiency and financial and economic survival of the research enterprise directly depends on the R&D management approach. Increasing high-tech industry, eliminating the fragmentation of management, including patentable developments in the financial and economic life of the enterprise - here is a small list of the challenges facing management.

However, along with the development of successful research projects, implementation of promising R&D, involving its own sources of funding, a share work in progress is growing, which worsens the financial condition of innovative enterprise and reduces its effectiveness. Thus, there is a need for accelerated

involvement of the results of research into the economic and business turnover, which entails the development and application of effective economic management of R&D models from the idea stage to the stage of application of the results in financial and economic activity of the enterprise.

The approach to the organization of that economic research and management model may include the following steps:

1. Improvement of the classification system of the researches and developments from a legal and economic point of view, for further implementation of projects;

2. Development and application of the model, management mechanism of scientific projects, which, in turn, include: a structure (architecture) management, stages of its introduction into the daily activities of the company (reflected in the register of the development process, document, formation of research databases, legal protection of products, developments and inventions, their further use) and tools;

3. Evaluating the effectiveness of the enterprise, taking into account qualitative and quantitative criteria;

4. Formation of system of adjustment of development strategy and law enforcement activities, marketing, cost, contractual and personnel policies.

Developing a comprehensive method of the organization of R&D should ensure the transparency of administrative processes, speed up, facilitate, standardize decision-making at key stages of the research process, to unify the processes of reflection in the account, establish mechanisms of interaction of enterprise structures between themselves and the enterprise as a whole with the external consumers, users or development advocates.

Социальная ответственность производителя и маркетинг продукции на рынке

Галкина Е.Е., Дайнов М.И.
МАИ, г. Москва

Главная цель работы промышленного предприятия – производство продукции с целью последующей реализации. Успешность продаж на рынке зависит от многих факторов: качества производимой продукции, ее наукоёмкой, уровня инновационных разработок, учета требований законодательства и потребителей в процессе проектирования и производства продукции, правильно построенной маркетинговой политики и т. д. В сегодняшних условиях появляется еще один фактор - репутация предприятия в глазах общественности и деловых кругов - его социальная ответственность.

Вопросам социальной ответственности бизнеса, в последнее время, уделяется все большее внимание. Современные тенденции развития общества требуют от производителя ответственного отношения к проблемам охраны окружающей среды, создания благоприятных условий труда на рабочих местах, участия предприятия в финансировании социальных программ. В условиях возрастающей конкуренции необходимо учитывать изменение предпочтений потребительского рынка.

Международная организация стандартизации (ИСО) разработала стандарт ISO 26000:2010 Руководство по социальной ответственности. Это своего рода руководство по принципам социальной ответственности, которых должны придерживаться предприятия в своей деятельности. Руководствуясь стандартом

можно оценить работу предприятия по направлениям защиты окружающей среды, уменьшения влияния деятельности предприятия на глобальное потепление климата, создания благоприятных условий труда на рабочих местах и так далее.

Приверженность предприятия экологическим и социальным ценностям способствует эффективному маркетингу его продукции на рынке. Продемонстрировать свою социальную ответственность предприятие может, предоставив открытую отчетность о своей деятельности. Это позволит предприятию показать покупателям, партнерам, инвесторам и широкой общественности экономическую, социальную и экологическую результативность своей деятельности. Открытая отчетность может быть составлена в соответствии с Руководством по отчетности в области устойчивого развития GRI-4, разработанным Global Reporting Initiative. Отчеты, составленные в соответствии с требованиями GRI-4 признаются в международных деловых кругах, позволяют сравнивать деятельность различных компаний, информация, представленная в отчетах, учитывается при выборе деловых партнеров и составлении социальных рейтингов.

Social responsibility of the manufacturer and marketing of products on the market

Galkina E.E., Dainov M.I.
MAI, Moscow

The main goal of the industrial enterprise - production with a view to subsequent sale. The success of sales in the market depends on many factors: the quality of products, its R & D intensity, the level of innovation, taking into account legal requirements and consumers in the process of designing and manufacturing products, a properly constructed marketing policy, etc. In today's environment, there is another factor - a reputation enterprise in the eyes of the public and the business community - of its social responsibility.

Issues of social responsibility of business, in recent years, is receiving increasing attention. Modern trends in the development of society require the manufacturer responsible attitude to environmental issues, the creation of favorable conditions in the workplace, the company's participation in the financing of social programs. In an increasingly competitive environment it is necessary to take into account changes in consumer preferences of the market. International Organization for Standardization (ISO) developed the ISO standard 26000: 2010 Guidance on Social Responsibility. This kind of guidance on social responsibility, to be followed by companies in their activities. Guided by the standard can evaluate the performance of enterprises in areas of environmental protection, reduce the impact of the company on the global warming, the creation of favorable conditions in the workplace and so on.

The commitment of the company to environmental and social values conducive to effective marketing of its products in the market. To demonstrate its social responsibility, the company may, by providing open reporting on their activities. This will allow the company to demonstrate to customers, partners, investors and the general public the economic, social and environmental impact of their activities. Open accounts can be drawn up in accordance with the Guidelines for reporting on

sustainable development GRI-4, developed by Global Reporting Initiative. Reports made in accordance with the GRI-4 requirements are recognized in international business circles, allow you to compare the activities of different companies, the information presented in the reports is taken into account when selecting business partners, and drawing up the social rankings.

Методика выбора информационной платформы для системы управления машиностроительным предприятием

Горелов Б.А., Дианова Е.В., Хмелевой В.В.

МАИ, г. Москва

Решение о выборе информационной платформы, особенно для крупных машиностроительных предприятий, еще до начала ее внедрения сопряжено с большими рисками и негативными последствиями.

В качестве основных инструментов используются метод анализа иерархий и теория нечетких множеств. Задачей является выбор оптимальной информационной платформы (ИП), которая наилучшим образом удовлетворяла бы требованиям повышения качества управления проектами для достижения целей деятельности организации.

В виду этого, целесообразно провести предварительный отбор систем по их основным внутренним и внешним характеристикам.

С целью отбора ИП необходимо вычислить комплексные оценки каждой информационной платформы с использованием ее внутренних и внешних рыночных характеристик. В качестве комплексной оценки положения ИП на рынке используется стратегический индекс.

С учетом выше сказанного, модель выбора ИП представлена в виде концептуальной и структурной модели, с помощью которой формируется критерий выбора лучшей из рассматриваемых платформ.

Критерием оптимальности ИП является степень приближения результатов деятельности предприятия к уровню достижения его главной цели и выполнения всех поставленных задач перед информационной системой.

Предложенный метод оптимизации опирается на систему неформализованных отношений между типами анализируемых ИП и предъявляемыми к ним требованиями; между требованиями к ИС и задачами, которые решает предприятие для достижения целей. В результате выявленных отношений формируется многоуровневая модель, в которой степень оптимальности каждой ИП определяется наличием совокупности требований, благодаря которым платформа наилучшим образом реализует поставленные задачи и цели предприятия.

Таким образом, формируемую концептуальная модель выбора оптимального типа информационной платформы можно представить в виде многоуровневого графа, где выделяются пять уровней:

- уровень анализируемых информационных платформ;
- уровень набора требований к ИП, наилучшим образом способствующих реализации задач предприятия;
- уровень задач, которые необходимо решить, чтобы достигнуть поставленных целей;

- уровень нижних целей (мероприятий) дерева целей предприятия;
- уровень главной цели предприятия.

The method of selection of the information platform for a management system engineering enterprise

Gorelov B.A., Dianova E.V., Khmelevoy V.V.
MAI, Moscow

The decision to choose the information platform, especially for large enterprises, even before its introduction carries a high risk and negative consequences.

As the main tools used analytic hierarchy process and fuzzy set theory. The challenge is choosing the optimal information platform (IP) that best meet the requirements of improving the quality of project management to achieve the goals of the organization.

In view of this, it is advisable to conduct a preliminary selection of systems for their main internal and external characteristics.

To select the IP you want to calculate a comprehensive evaluation of each information platform, using its internal and external market characteristics. As a comprehensive assessment of PIS on the market, the strategic index.

Given the above, the selection model of IP is presented in the form of conceptual and structural model, which forms the criterion for the selection of the best of these platforms.

The optimality criterion IP is the degree of approximation of the results of operations to the level of achievement of its main objectives and achieve all the tasks in front of information system.

The proposed optimization method is based on a system of informal relations between the analyzed IP and their requirements; between is requirements and tasks for the company to achieve its goals. The results revealed a relationship is formed multilevel model in which the degree of optimality of each IP is determined by the presence of a set of requirements, thanks to which platform best implements the objectives and goals of the enterprise.

Thus, forming a conceptual model of the choice of an optimal information platform can be represented in the form of multilevel graph, where distinguishes five levels:

- the level of the analyzed information platforms;
- the level of the set requirements to IP, the best for supporting the implementation of the tasks of the enterprise;
- the level of tasks that need to be resolved in order to achieve the set goals;
- the level of the lower objectives (measures) of a tree of objectives of the enterprise;
- the main goal of the enterprise.

Особенности страхования рисков в ракетно-космической промышленности

Гришанович И.А., Потапов Д.В.
МАИ, г. Москва

Производственный потенциал ракетно-космической промышленности включает в себя включает в себя НИИ, КБ, НПО и серийные заводы и

производственные предприятия и занимает лидирующую позицию в сфере научно-технического развития, является одной из немногих высокотехнологичных отраслей, сохранивших конкурентоспособность на мировых рынках.

Космическое страхование один из самых важных компонентов любого космического проекта. Это обуславливается тем, что данный вид деятельности можно охарактеризовать высокими уровнями рисков потери или нанесением повреждений космической техники. Таким образом, для того чтобы возместить возможные ущербы, необходимо привлечь механизмы финансовой защиты для возмещения вероятных ущербов.

Страхованию подлежат все объекты КД, в том пилотируемые КА, ракеты-носители, спутники и орбитальные станции, наземная инфраструктура и жизнь сотрудников космической промышленности.

Помимо вышеперечисленного, к космическим рискам относятся риски перерыва эксплуатации космических аппаратов и риски потери дохода вследствие внепланового функционирования систем и оборудования КА.

Из-за сложности строения и производства продукции ракетно-космической промышленности, рынок космического страхования – довольно узкий сегмент, на котором не так много игроков.

В настоящий момент завершен начальный этап по организации страхования космических рисков и есть необходимость будущего развития и улучшения, систематизации опыта как научного, так и практического, необходимо усилить взаимосвязь между теорией и практикой.

Insurance features of risks in the aerospace industry

Grishanovich I.A., Potapov D.V.

MAI, Moscow

The production potential of the aerospace industry includes research institutes, design bureaus, scientific production associations, and serial factories and manufacturing facilities and occupies a leading position in the field of scientific and technical development, it is one of the few high-tech industries, preserve competitiveness in the world markets.

Space insurance is one of the most important components of any space project. This is due to the fact that this type of activity can be characterized by high levels of risk of loss or damage space equipment. Thus, in order to compensate possible damages, it is necessary to involve mechanisms of financial security for compensation of possible damages.

Insurance is required for all objects of space activity, including manned spacecraft, launch vehicles, satellites and orbital stations, ground infrastructure and the lives of employees of the space industry.

In addition to the above, for space risks include the risk of interruption of the spacecraft and risks of loss of income due to the extraordinary functioning of the systems and spacecraft equipment.

Due to the complexity of the structure and production space-rocket industry, space insurance market is a pretty narrow segment, where not many players.

Currently completed the initial stage of organization of insurance of space risks is the need for future development and improvement, systematization of the experience

of both scientific and practical, it is necessary to strengthen the relationship between theory and practice.

Создание Совета по профессиональным квалификациям в авиастроении

Гриппин Д.В., Тихонов А.И.

МАИ, г. Москва

Россия одна из немногих стран имеющих авиастроительную отрасль полного цикла от проектирования до сборки и сервисного обслуживания самолетов, вертолетов и БПЛА. По данным Министерства промышленности и торговли РФ в 2014 произведено продукции на 0,8 триллиона рублей (1,12% от ВВП), при этом численность занятых составила 320 614 человек.

Ключевыми задачами на период до 2025 г. заявлены в том числе создание высококвалифицированных рабочих мест, рост производительности труда на 32% (к базе 2014 г), освоение и внедрение новых технологических процессов производства, в т.ч. принципов цифрового проектирования и изготовления авиационной техники. Реализация этих задач потребует роста профессиональных компетенций работников авиастроения.

В России создан и работает Национальный совет при Президенте РФ по профессиональным квалификациям и 26 отраслевых советов в т.ч. в ракетной технике, автомобилестроении, судостроении, однако совета по авиастроению в настоящее время не создано.

Необходимо создать отраслевой совет в который должны входить представители:

- крупнейших работодателей (ПАО ОАК, АО ОДК),
- исследовательских институтов (ФГУП «ЦАГИ», НИАТ),
- общественные объединения (союз авиапроизводителей России),
- учебные учреждения (НИИ МАИ)

Первоочередными задачами отраслевого совета станут формирование системы независимой оценки квалификации и проведение профессионально-общественной аккредитации профессиональных образовательных программ в авиастроительной отрасли России. Для этой цели Совет:

- проводит мониторинг рынка труда, потребности в квалификациях, появлении новых профессий
- координирует разработку профессиональных стандартов, рами квалификаций и квалификационных требований
- формирует сеть центров по оценке и сертификации квалификаций в соответствии с профстандартами
- участвует в определении потребности в образовании и обучении, разработке образовательных стандартов

Деятельность Совета регулируется типовым положением о работе отраслевого совета утвержденным Национальным советом при Президенте РФ по профессиональным квалификациям.

Ключевую роль в создании Совета может и должен сыграть МАИ как национальный исследовательский университет, который так же выполняет роль методического объединения 38 высших учебных заведений Российской Федерации по образованию в области авиации, ракетостроения и космоса.

Creation of Council for professional qualifications in aircraft industry

Tikhonov A.I., Grishin D.V.

MAI, Moscow

Russia one of the few countries which have a full cycle aircraft industry from design till product and post-product service for planes, helicopters and the UAV. It's a big industry - more than 0,8 trillion rubles (1,12% of GDP) is made production and all workers more than 320 000 people (source: the Ministry of Industry and Trade of the Russian Federation in 2014).

Main goals for the period till 2025 including next task:

- creation of highly skilled jobs,
- increase in labor productivity for 32% (to base of 2014),
- development and introduction of new engineering procedures of production, including the principles of digital design and production of the aircraft equipment.

Realization of these tasks depends on professional competences of staff of aircraft industry.

In Russia created the National council at the Russian President on professional qualifications and 26 branch councils including in rocketry, automotive industry, shipbuilding works, however council for aircraft industry is not created now (note: the branch council in aircraft industry was created in October).

It is necessary to create branch council into which representatives have to enter:

- the main employers (PJSC UAC, JSC UEC),
- research institutes (Federal State Unitary Enterprise TsAGI, NIAT),
- public associations of employers,
- educational institutions (Scientific Research Institute MAI)

Formation of system of independent assessment of qualification and carrying out professional and public accreditation of professional educational programs in aircraft manufacturing branch of Russia will become priorities of branch council. For this purpose Council:

- monitoring of labor market,
- coordinates development of professional standards,
- forms network of the centers for assessment and certification of qualifications according to professional standards
- participates in definition of need for education and training, development of educational standards.

Key role in creation of Council has to execute MAI as national research university which also carries out a role of methodical association of 38 higher educational institutions of the Russian Federation by training in the field of the plane, to production of the rocket and space.

Прогнозирование потребности в производстве российских авиадвигателей на мировом рынке

Гусаков А.Г., Тихонов А.И.

МАИ, г. Москва

Целью работы является формирование прогноза потребности мирового рынка в продукции, выпускаемой АО «Объединённая двигателестроительная корпорация».

Для достижения данной цели были поставлены следующие задачи:

- Проанализировать АО «Объединённая двигателестроительная корпорация»
- Оценить долю рынка в каждом сегменте
- Оценить конкурентоспособность продукции на мировом рынке авиадвигателей
- Изучить основные способы прогнозирования спроса на сложную технику
- Сформировать прогноз потребностей мирового рынка в продукции, производимой АО «Объединённая двигателестроительная корпорация»

Прогнозирование спроса на продукцию невозможно без прогнозирования конкурентоспособности продукции. Для того чтобы сформировать прогноз спроса, необходимо выяснить, будет ли продукция конкурентоспособна на рынке в будущем? Существуют ли перспективы для развития на данном рынке? На данные вопросы были получены ответы в ходе проведения маркетингового анализа рынка продукции «Объединённая двигателестроительная корпорация».

В работе рассмотрены современные методы прогнозирования спроса на авиадвигатели - непосредственное моделирование выбора заказчиков, методы прогнозирования потребности в авиадвигателях, основанные на моделировании на ЭВМ процессов эксплуатации и воспроизводства парков ВС и авиадвигателей, имитационная модель.

Рассмотренный в работе алгоритм имитационной модели является одним из вариантов методов системной динамики, преимущество которого заключается в наглядности модели и возможности оперировать с обыкновенными дифференциальными моделями первого порядка, учитывать начальное состояние системы (распределение наработок на начало прогнозирования), определять ресурсное состояние парка ВС и потребности в авиадвигателях в любой календарный момент времени.

Как результат работы представлен прогноз спроса на продукцию АО «Объединённая двигателестроительная корпорация». Практическая значимость данного исследования заключается в том, что, спрогнозировав спрос на продукцию двигателестроения, можно увеличить уровень присутствия на мировом рынке и внедрить различные системы в спланированное производство. Прогнозирование спроса – первый и ключевой шаг процесса планирования производства и последующих продаж.

Forecasting demand for the production of Russian aircraft engines in the world market

Gusakov A.G., Tikhonov A.I.
MAI, Moscow

The aim of this work it's to forecast the formation of the world market demand for products manufactured by UEC "United Engine Corporation."

To achieve this goal the following objectives were made:

- To analyze the UEC "United Engine Corporation"
- Assess the market share in each segment
- Assess the competitiveness of the products on the world market of aircraft engines

- Examine the main ways to predict the complicated technique of demand
- Establish a forecast of the global market demand for products manufactured by UEC "United Building Corporation".

Forecasting demand for the products is impossible without forecasting the competitiveness of products. In order to create demand forecasts, it is necessary to find out whether the products are competitive on the market in the future? Are there any prospects for development in this market? On these questions, the answers were obtained in the course market analysis of marketing products "United Engine Building Corporation".

The work discusses modern methods of forecasting the demand for aircraft engines - direct customer choice modeling, methods of forecasting requirements in aircraft engines, based on a computer simulation of operation and the processes of computer modelling of the engines parks, simulation model.

Considered in the algorithm of the simulation model is a variant of system dynamics methods, the advantage of which lies in the visibility of the model and the possibility to operate with ordinary differential patterns of the first order, to take into account the initial state of the system (distribution of developments at the beginning of the prediction), to determine the resource state of the aircraft fleet and the need for aircraft engines at any given time calendar.

As a result, the work presents a forecast of demand for products of UEC "United Engine Building Corporation". The practical significance of this study lies in the fact that, to forecast demand for products engine, you can increase the level of presence in the world market and to introduce a variety of systems in the planned production. Demand Forecasting - the first and crucial step in the process of planning the production and subsequent sales.

Метод решения задачи управления развитием авиационных систем с распределенной структурой

Давыдов А.Д., Суханова Л.Н.
МАИ, г. Москва

Системы авиационной техники (АТ), создаваемые как распределенные в пространстве и времени, например, на основе модульного принципа построения, позволяют демпфировать угрозы конкурентного взаимодействия различных видов, значимых для обеспечения оборонно-экономической безопасности.

Моделирование жизненного цикла распределенных систем АТ является объективно необходимым для выявления и оценки потенциала их технико-экономической эффективности. Основой такого потенциала являются возможности асинхронного развития подсистем новой техники, вслед за аритмичностью инновационного развития в подотраслях промышленности, возможности комплексирования систем авиационной техники с требуемым разнообразием при время-ресурсном дефиците. В настоящее время имеет место потребность в разработке методов и методик системного обоснования перспектив развития систем АТ на такой техноценотической основе.

В разрабатываемых методиках необходимо учитывать потенциал предприятий промышленности и вузов. Модель 4И сбалансированного развития инновационного, инвестиционного, интеллектуального и информационного потенциала позволяет реализовать системную оценку потенциала предприятий и

вузов в интересах повышения обоснованности оценок эффективности и реализуемости проектов создания распределенных систем АТ. При такой оценке используются, как правило, методы свертки. Однако методы свертки имеют определенные уязвимости, обусловленные несоответствием принципу Эджворта-Парето как необходимому условию обоснованности меры выбора.

Для решения поставленной задачи предлагается использовать метод генерализации с формированием критерия верхнего уровня иерархии, отражающего потенциал развития. Данный подход позволяет выявить новые эффективные управленческие решения смешанного типа.

На примере решения задач управления развитием технических систем с распределенной структурой и с выделенным переменным элементом показаны возможности реализации модульной и смешанной стратегий управления по предлагаемому критерию потенциала развития и оценки технико-экономической эффективности проектных решений.

Доклад подготовлен при финансовой поддержке РГНФ (проект 15-02-00478).

Method of solving the problem of development management of aviation systems with distributed structure

Davydov A.D., Sukhanova L.N.
MAI, Moscow

Aviation technology (AT) can be created as distributed in space and time, for example, on the basis of the modular principle of construction. This AT allows to damp the threats competitive interactions of different types that are relevant to ensuring the defence and economic security.

Modeling the life cycle of distributed systems is objectively necessary to identify and assess the potential of their technical and economic efficiency. The basis of this potential are the possibility of asynchronous development of new technology subsystems, followed by arrhythmia innovative development in the subindustries, the possibilities of integration of systems of aviation equipment with the required diversity under time and resource deficit. Currently, there is a need to develop methods and techniques of AT systems justification of development prospects at such technocenosis basis.

In the developed methods must take into account the capacity of industrial enterprises and universities. The model the balanced development of innovation, investment, intellectual and information potential allows to implement a systematic evaluation of the potential of enterprises and universities in order to improve the validity of assessments of the efficiency and viability of projects for distributed AT systems. Generally, the evaluation used methods of convolution. However, convolution methods have certain vulnerabilities due to the inconsistency with the principle of Edgeworth- Pareto principle as a necessary condition of the validity of a measure of choice.

To solve this problem is proposed to use the method of generalization and with the formation of the criterion of the upper level of the hierarchy reflecting the development potential. This approach allows us to identify new and effective management decisions of the mixed type.

The example of decision of tasks of management by development of technical systems with distributed structure and with a dedicated variable element shows a

possible implementation of a modular and mixed control strategies for the proposed criterion of development potential and assessment of technical and economic efficiency of design solutions.

The report is supported by the Russian Foundation for Humanities (grant No. 15-02-00478).

Оценка эффективности применения космической техники в интересах нефтегазовой отрасли в арктических регионах

Дацюк М.М., Корнеева Е.В.

МАИ, г. Москва

В настоящее время применение космической техники для нужд общества становится все более актуальным. С каждым годом увеличивается количество нефтегазовых компаний, заинтересованных в применении новых возможностей и технологий для решения производственных вопросов, и именно спутниковые технологии в наибольшей степени отвечают интересам отрасли.

Наиболее перспективным направлением развития нефтегазовой отрасли является освоение месторождений арктической зоны. Работы на шельфе неизбежно сочетаются с большими сложностями, обусловленными труднодоступностью, климатическими условиями и глубинами, и часто применение космической техники является единственным методом решения целого ряда задач, связанных со спецификой региона.

Основной целью исследования является изучение и подсчет предотвращенного ущерба в следствие нештатных ситуаций, как основного критерия применения космической техники в интересах нефтегазовой отрасли.

Предотвращенный экономический ущерб - это стоимостное выражение потерь, не допущенных в результате проведения комплекса мероприятий, нацеленных на мониторинг и предупреждение возникновения кризисных ситуаций.

Основными принципами при формировании оценок предотвращенного ущерба являются: учет влияния предприятия по добыче нефти и газа на окружающую среду, учет оперативности получения данных, простота определения величины предотвращенного ущерба, достоверность используемой информации.

К основным факторам, влияющим на величину предотвращенного ущерба, относятся следующие: масса загрязняющих веществ, не попавших в воду, атмосферу и почву, количество предотвращенных аварийных ситуаций в трубопроводах и на объектах инфраструктуры, численность сохраненной популяции отдельных видов животных, объем фактических убытков.

Произведенный в работе анализ расчетов показал, что затраты на ликвидацию последствий ущерба от аварийных ситуаций выше, чем затраты на проведение мониторинга. Таким образом, величина предотвращенного ущерба является важным показателем эффективности запуска проекта.

Evaluation of the effectiveness of the use of space technology for the benefit of the oil and gas industry in the Arctic regions

Datsiuk M.M., Korneeva E.V.

MAI, Moscow

Currently, the use of space technology for the needs of society is becoming increasingly important. Every year the number of oil and gas companies, interested in using new capabilities and technologies to address production issues, is increasing and satellite technologies are best suited to the industry interests.

The development of deposits of the Arctic zone is the most promising direction of development of the oil and gas industry. Works on the shelf inevitably combined with great difficulties, due to inaccessibility, climatic conditions and depths, and often the use of space technology is the only method to solve a number of problems associated with the specifics of the region.

The study and calculation of avoided damage as a consequence of emergency situations as the main criterion for the application of space technology in the interests of the oil and gas industry is the main goal of the research.

Prevented economic loss is the cost expression of the damage not allowed in the result of carrying out a complex of measures aimed at the monitoring and prevention of occurrence of crisis situations.

Basic principles in forming the estimates of avoided damage are: consideration of the effect mining of oil and gas on the environment, accounting for the efficiency of retrieving data, easy to determine the value of avoided damage, the reliability of the information used.

The main factors affecting the value of avoided damage are: the amount of contaminants not trapped in the water, atmosphere and soil, the number of prevented accidents in pipelines and infrastructure, the number of preserved populations of certain species of animals, the amount of actual damages.

Analysis of the calculations showed that the cost of eliminating the consequences of damage caused by accidents is higher than the cost of monitoring. Thus, the value of avoided damage is an important indicator of the efficiency of project launch.

Основы управления развитием кадрового потенциала с целью повышения конкурентоспособности предприятий аэрокосмического комплекса

Дианова Е.В., Ермакова О.В., Теплов Ю.А.
МАИ, г. Москва

Кадровый потенциал – это часть интеллектуального капитала и комплексная характеристика, объединяющая качественные и количественные показатели оценки персонала предприятий аэрокосмического комплекса. Можно выделить текущий кадровый потенциал, характеризующий достигнутый к настоящему времени уровень, и целевой перспективный, который необходимо достигнуть путем совершенствования и развития основных его составляющих: условий работы персонала, технической оснащенности и коммуникационной организованности рабочих мест, повышения профессиональной квалификации. Разница между текущим и целевым перспективным кадровым потенциалом является неиспользованным резервом развития предприятия.

Развитие кадрового потенциала предприятия может быть достигнуто двумя основными путями:

- 1) максимизация использования объема профессиональных знаний и опыта имеющегося персонала;

2) максимизация персонала, владеющего знаниями, способствующими реализации стратегических целей предприятия.

Кадровый потенциал развивается под воздействием не только индивидуальных трудовых потенциалов работников, но и синергетического эффекта коллективного взаимодействия персонала.

Основными направлениями развития кадрового потенциала предприятий аэрокосмического комплекса являются:

- предоставление молодым ученым грантов для проведения научных исследований, льготных возможностей приобретения необходимого оборудования, подготовки и реализации инновационных образовательных программ совместно с образовательными учреждениями, создания малых инновационных предприятий;

- формирование специальной программы поддержки студенческих исследовательских коллективов в вузах;

- реализация схем взаимодействия кадров научно-исследовательских организаций, высших учебных заведений, инновационных предприятий.

Развитие кадрового потенциала является необходимым условием модернизации предприятий аэрокосмического комплекса с целью повышения их конкурентоспособности. Этот процесс должен быть технологически гибким, ориентированным на индивидуальный подход и осуществляться с учетом модели и структуры инновационного процесса, характерного для предприятия.

Fundamentals of management of development of human resource capacity in order to increase the competitiveness of the aerospace complex

Dianova E.V., Ermakova O.V., Teplov Y.A.

MAI, Moscow

Human resources capacity – is part of the intellectual capital and complex characteristics, combining qualitative and quantitative evaluation of personnel of enterprises of aerospace complex. You can select the current human resources characterizing achieved to date level, and a promising target to be achieved by the improvement and development of its main components: the working conditions of staff, technical equipment and organization of communication jobs, professional development. The difference between the current and target promising human potential is untapped reserve of enterprise development.

The development of enterprise human resource capacity can be achieved in two main ways:

1) to maximize the scope of use of professional knowledges and experience of existing staff;

2) to maximize personnel possessing knowledge, contributing to the realization of strategic objectives of the enterprise.

Human resources capacity developed under the influence not only of individual employment potential employees, but also a synergistic effect of the collective interaction of staff.

The main directions of development of human resources capacity of enterprises of aerospace complex are:

- grants to young scientists for research, preferential opportunities of acquisition of the necessary equipment, training and implementation of innovative educational programs in collaboration with educational institutions, the creation of small innovative enterprises;
- formation of a special program to support student research teams in universities;
- implementation of schemes of interaction of staff of research organizations, universities, innovative businesses.

Human resources capacity development is a prerequisite for modernization of enterprises of aerospace complex in order to increase their competitiveness. This process should be technologically flexible, focused on individual approach and take into account the model and structure of the innovation process, which is characteristic for the enterprises.

Информационно-аналитическая система по поддержке принятия управленческих решений для предприятия авиакосмической

промышленности

Дмитриев Р.В.

МАИ, г. Москва

Данная работа посвящена описанию разработки визуально-интерактивной информационно-аналитической системы по поддержке принятия управленческих решений для предприятия авиакосмической промышленности. Основная функция данной системы состоит в предоставлении топ-менеджерам организации возможности оперативной визуальной оценки текущей деятельности (например, в части реализации космических программ) проблемных мест, возможных рисков, и, как следствие, информационной базы для принятия управленческих решений.

Несмотря на активное развитие АИС и их внедрение, в том числе на предприятиях авиакосмической промышленности, АИС преимущественно используются на операционном уровне и низших уровнях управления, при этом высшее руководство предприятий остаётся вне процессов автоматизации и вынуждено принимать решения на основе разрозненных бумажных и электронных отчётов, а также опыта и интуиции. Исследования данной проблемы показали, что существующие системы (в первую очередь класса СППР) не соответствуют специфике деятельности высшего руководства современного предприятия, чем обусловлена необходимость разработки новой, более адекватной и современной системы.

Особое внимание при разработке данной ИС уделяется её месту в системе управления предприятия в целом. Предлагаемая система является не только автоматизированным рабочим местом руководителя, но и играет ключевую роль в реализации современной методологии управления, без которой невозможно эффективное функционирование инновационного предприятия. Так, являясь подсистемой системы управления, построенной на основе стратегического, системного и процессного подходов, описываемая АИС обеспечивает реализацию принципа количественного измерения стратегических целей посредством визуализации ключевых показателей деятельности; поддерживает

процессную архитектуру за счёт непрерывного мониторинга; порождает проекты по изменению стратегии и бизнес-процессов и т.д.

Таким образом, разрабатываемая АИС является инструментом оценки оптимальности процессов и реализации стратегии предприятия авиакосмической отрасли, а также повышает эффективность деятельности руководителя и качество принимаемых управленческих решений.

Information analysis system for management decisions support of the aerospace industry enterprise

Dmitriev R. V.

MAI, Moscow

This work is dedicated to the description of creating visual interactive information analysis system for management decisions support on the example of aerospace industry enterprise. The main function of this system consists in provision top managers of the organization with a possibility of operational visual assessment of current activities (for example, regarding implementation of space programs), problem areas, possible risks, and, as a result, information base for making management decisions

Despite rapid development of automatic information processing and control systems and their implementation, which covers enterprises of the aerospace industry, this systems are mainly used at the operational level and the lowest levels of management, whereas top management of companies remains out of automation processes and is forced to make decisions based on not uniformed paper and electronic reports, as well as experience and intuition. Research of this problem showed that the existing systems (mainly DSS) don't correspond to specifics of modern enterprise top management activities, which causes the necessity of creating a new, more adequate and modern system.

Specific attention during the creation of such information system is paid to its place in a management system of the enterprise in general. The following system is not only an automated workplace of top manager, but also plays a key role in implementation of modern methodology of management, without which effective functioning of innovative enterprise is impossible. So, being a subsystem of management system, which is constructed on basis of strategic, system and process approaches, the described information system provides implementation of principle of quantitative measurement of strategic objectives by means of visualization of key performance indicators; supports business-process architecture due to continuous monitoring; generates projects on change of strategy and business processes, and etc.

Thus, the created visual interactive information analysis system is the tool for assessment of business-processes optimality and strategy realization of aerospace industry enterprise, and also increases efficiency of top manager activities and quality of management decisions.

Вопросы формирования и использования системы оценочных удельных показателей для аэрокосмических предприятий

Дианова Е.В., Дубинский М.О., Калошина М.Н.

МАИ, г. Москва

В условиях наблюдающегося в настоящее время финансового кризиса в российской экономике, необходимо применять новые подходы к анализу затрат. Таким подходом может быть методология нормирования, переходящая в оценку удельных эксплуатационных затрат, удельных капитальных вложений, удельных затрат на непредвиденные расходы и удельную прибыль.

Применение такого подхода обеспечит количественную связь между технологическими решениями, направлениями и элементами затрат с учетом особенностей авиационной промышленности, а также позволит установить закономерности их изменения, полученные на базе многофакторного регрессионного анализа статистических данных. Расчет удельных показателей по различным статьям затрат производства позволит получить глубокий анализ отклонений - то есть факторный анализ.

Для оценки удельных показателей необходимо:

- Провести поиск источников информации;
- Определить и сформировать объекты оценки;
- Сформировать перечень затрат для объектов оценки;
- Разработать и построить экономико-математическую модель;
- Сделать выводы по полученным результатам.

Предлагаемая процедура оценки системы удельных показателей является предлагаемой. Она будет корректироваться с учетом содержания обосновывающих документов, а в случае их отсутствия, удельные показатели будут формироваться на основе, публикуемой на официальных сайтах, открытой финансовой отчетности.

Проанализировав результаты исследования можно сделать вывод, что расчет удельных показателей может широко применяться в анализе необходимости и достаточности затрат. Полученные результаты позволят определить основные пути повышения экономической эффективности проектов, оптимизировать технические и стоимостные параметры технологических объектов, повысить точность планирования основных технико-экономических показателей проектов на ранних этапах разработки, сформировать критерии оценки эффективности реализованных проектов.

Система оценки удельных показателей поможет функциональным подразделениям, которые контролируют свои затраты, повысить эффективность, а также упростить общую структуру мониторинга и слежения необходимости затрат и вложений того или иного вида.

Formation and using issues of systems of evaluative specific rates for aerospace enterprises

Dianova E.V., Dubinskiy M.O., Kaloshina M.N.
MAI, Moscow

In the face of observed current financial crisis in Russian economics, new approaches to costs analysis should be applied. Such approach may remain rate setting methodology turning into specific operational rates, specific investing of capital, specific costs for unforeseen expenses and specific profit.

The use of such an approach will provide a quantitative relation between technological solutions, trends and costs components with aviation industry's features

taken into account, and will also enable to establish the laws of their changes, which were obtained on the basis of multivariate regression analysis of statistical data. Calculation of the specific parameters for various items of production costs will provide deep analysis of standard cost variance- that is the factor analysis.

5 necessary 'TO' for evaluating the specific parameters:

- to search for sources of information;
- to define and build evaluation facilities;
- to create a list of the costs for the evaluation of objects;
- to develop and build economical-mathematical model;
- to draw conclusions on the results obtained.

The proposed procedure of evaluation of the system of specific indicators is expected. It will be corrected inclusive of the substance of the documents it based on the content of the supporting documents, and in their absence, specific indicators will be based on published on official websites, open financial reports.

After analyzing the results of the study it can be concluded that the calculation of specific indices can be widely applied in the analysis of necessity and sufficiency costs. The obtained results will allow to identify the main ways of increase of economic efficiency of projects, to optimise technical and cost parameters of technological objects to improve the accuracy of planning of the main technical and economic indicators of projects in the early stages of development, to establish criteria for evaluating the effectiveness of implemented projects.

The system of evaluation of specific indicators, will help the functional units that control their costs, improve efficiency, and simplify the overall structure of the monitoring and tracking of necessary costs and investments of a particular type.

Управление качеством процессов жизненного цикла инновационной продукции аддитивного производства

Денискин Ю.И., Дубровин А.В.
МАИ, г. Москва

Тенденция увеличения количества сфер применения аддитивных технологий обуславливает необходимость разработки новых подходов в области обеспечения качества и конкурентоспособности изделий аддитивного производства в силу новизны данного метода и его недостаточно широкой апробации на отечественных предприятиях.

Цель работы. Обеспечение интегрированного управления качеством процессов жизненного цикла инновационной продукции аддитивного производства на основе разработки средств информационной поддержки.

Предмет исследования – качество процессов жизненного цикла инновационной продукции аддитивного производства.

Методы исследования. Теоретические исследования выполнены с использованием основных положений системного анализа, аппарата теории графов, принципов всеобщего менеджмента качества, экспертной квалиметрии, методов функционального моделирования (IDEF0), методологии FMEA, универсальных CASE-средств.

Практическая ценность работы заключается в создании средств интегрированной информационной поддержки для проектирования и интегрированного управления процессами жизненного цикла продукции на

основе требований основополагающих национальных и международных стандартов в области информационной поддержки изделий и менеджмента качества с учетом специфики применения автоматизированных систем управления масштаба предприятия (ERP).

Разработанные функциональные и информационные модели могут служить основой для рационального проектирования процессной модели предприятия и интегрированного управления производственной структурой инновационных предприятий.

Разработанные квалиметрические методы оценки качества процессов жизненного цикла инновационной продукции аддитивного производства позволяют обеспечить информационную поддержку для менеджмента (контроль, управление, обеспечение, повышение, планирование) качества инновационной продукции на различных стадиях её жизненного цикла.

Life cycle processes quality management for the innovative products within additive manufacturing

Deniskin Y.I., Dubrovin A.V.

MAI, Moscow

The trend of increasing the number of applications of additive manufacturing enforces to develop new approaches in the field of quality and competitiveness of products. This kind of manufacturing is a relatively new and isn't explored yet on domestic enterprises wide enough.

Objective. Providing an integrated life cycle processes quality management of innovative products within additive manufacturing on basis of the computer aided information support.

Subject of research – quality of innovative product lifecycle processes within additive manufacturing.

Research methods. The research was performed using methods of the system analysis, graph theory, the principles of total quality management, expertise of quality control, methods of functional modeling (IDEFO), FMEA methodology, universal CASE-tools.

Practical value of the work is to create an integrated information support tools for the designing and integrated lifecycle process management on the basis of the fundamental requirements of national and international standards in the field of lifecycle support and quality management, in accordance with the specifics of automated enterprise management systems (ERP).

Developed functional and information models may serve as a basis for the rational designing of enterprise process model and for the innovative enterprises structure management.

Designed qualitative methods for evaluating the quality of the life cycle processes within additive manufacturing make it possible to provide information support for quality management system foundation (control, management, maintenance, improvement, planning) within additive manufacturing.

Управление человеческими ресурсами на предприятиях высокотехнологичных отраслей

Жданова Д.С., Просвирина Н.В.

В настоящее время главной задачей, стоящей перед организациями, выпускающими высокотехнологичную продукцию, является эффективная оценка трудовой деятельности персонала.

В связи с резким возрастанием научного и практического интереса к данной проблеме, дальнейшее развитие и совершенствование методов и подходов к оценке персонала, как интеллектуального капитала организации, является одной из актуальных задач в области исследования экономической сущности человеческого капитала, как основного трудового ресурса современных организаций.

Управление персоналом является одной из главных областей управления всей организацией. Люди- самый важный ресурс каждой организации. Они создают уникальный новый продукт, контролируют качество, планируют производственный процесс и составляют стратегию организации. Люди имеют способность к постоянному развитию и совершенствованию своих профессиональных способностей, их возможности и инициатива не имеют границ, в то время как остальные ресурсы ограничены.

Ключевым фактором успеха при организации производственного процесса в любой крупной современной компании является эффективное использование человеческих ресурсов, включающее: полную загрузку и эффективную расстановку всего персонала компании с учетом их индивидуальных характеристик, наличие которых определяет деятельность работников на конкретной должности или рабочем месте; предоставление сотрудникам возможности непрерывного обучения, повышения своей профессиональной квалификации, самореализации и карьерного роста.

Большинство организаций отдают предпочтение регулированию процессов производства, финансов, маркетинга, а управление персоналом ставят на более низкую нишу. Именно поэтому управление человеческими ресурсами не всегда отвечает поставленным целям и задачам организации.

В результате исследования было установлено, что стратегической задачей, стоящей в настоящее время перед предприятиями данной отрасли, является управление процессом формирования стоимости организации, содержащим в себе задачи преобразования интеллектуального капитала, принадлежащего каждому сотруднику, в интеллектуально-креативные ресурсы организации, способные реализовывать инновационные проекты и в дальнейшем повышать конкурентно-рыночные ресурсы организации.

Human resource management at the enterprises of high-tech industries

Zhdanova D.S., Prosvirina N.V.

MAI, Moscow

Currently, the main challenge faced by organizations producing high-tech products, is an effective assessment of employment of staff.

Due to the sharp increase in scientific and practical interest in this issue, further development and improvement of methods and approaches to the evaluation of staff, as the intellectual capital of the organization is one of the most urgent tasks in the field

of economic essence of human capital research as the main work force of modern organizations.

Human resource management is one of the main areas of the entire management of the organization. People - the most important resource of each organization. They create a unique new product, quality control, planning the production process and make the strategy of the organization. Users have the ability to continuously develop and improve their professional skills, their ability and initiative have no borders, while the remaining resources are limited.

A key success factor in the organization of the production process is the effective use of human resources in any large modern company, which includes: a full load and the effective alignment of the entire staff of the company, taking into account their individual characteristics, the presence of which determines the activities of workers in a particular office or workplace; providing employees continuous learning opportunities, improve their professional skills, self-realization and career growth.

Most organizations prefer to regulate the processes of production, finance, marketing and human resource management put on a lower niche. That is why the management of human resources do not always meet the goals and objectives of the organization.

The study found that the strategic challenge now facing companies of this industry is the management process of the formation of the cost of the organization, which contain the task of transforming intellectual capital owned by each employee, in the intellectual and creative resources of the organization, are able to implement innovative projects and to further enhance the competitive market resources of the organization.

Разработка и применение бюджетирования с целью повышения эффективности и снижения рисков деятельности организации

Звягинцева И.И., Зуева Т.И.

МАИ, г. Москва

Авиационная отрасль является одной из наиболее приоритетных направлений в модернизации современной экономики России. Стабильное экономическое развитие отечественных авиационных предприятий во многом определяет благосостояние населения, в первую очередь за счет создания рабочих мест, развития авиасообщения, способствующего увеличению мобильности. Высокий уровень объема продаж авиационной техники способен ускорить темпы экономического развития государства, обеспечить независимость и безопасность страны. Однако разработка и производство конкурентоспособной авиационной техники в современных условиях осложняется нестабильностью геополитической и экономической ситуации в мире, неопределенностью и динамизмом внешней и внутренней среды, отставанием в организации производства и т.д. Текущее состояние среды диктует условия: сжатых сроков, ограниченности и экономии ресурсов, и, вместе с тем, приводит к дороговизне процессов, связанных с созданием авиационной техники, предъявляя к предприятиям и организациям авиационной отрасли жесткие требования в области их управления. Для того, чтобы проект создания конкурентоспособного летательного аппарата оказался успешным, востребованным на рынке,

прибыльным для предприятия, необходимо использовать инструменты риск-менеджмента.

Целью данной работы являлась разработка и реализация бюджетного процесса. Объектом исследования являются предприятия авиационно-космической отрасли, занимающиеся инновационной деятельностью и реализующие процесс бюджетирования в системе финансового планирования. Предметом исследования являются методики формирования процесса бюджетирования в системе финансового управления.

В результате проделанной работы проведено исследование существующих инструментов управления финансовыми рисками с учетом особенностей авиационной отрасли, а также специфики деятельности рассматриваемой организации: повышенная неопределенность, значительные объемы финансовых ресурсов, вероятностный характер выполняемых работ, проблема осуществления своевременного бездефицитного выполнения НИОКР. Основным критерий выбора инструмента – обеспечение предварительного анализа возможностей реализации инновационной деятельности организации. Инструментом для проведения такого анализа и дальнейшего управления организацией на основе его результатов с целью повышения эффективности и снижения рисков является бюджетирование. В результате проделанной работы выявлены особенности построения бюджетной модели для инновационных организаций и предприятий авиационной отрасли. Определены проблемы постановки и решения задач бюджетирования для авиационной организации, занимающейся наиболее перспективными проектом гражданской авиации (МС-21). Изучен процесс бюджетирования с точки зрения его применения как инструмента управления рисками. Предложены методические подходы по совершенствованию процесса бюджетирования на авиастроительных предприятиях. Разработана финансово-экономическая модель, позволяющая обеспечить возможность финансового моделирования и эффективность финансового управления.

Developing and application of budgeting for the purpose of increase in efficiency and decrease in risks of organization activity

Zvyagintseva I.I., Zueva T.I.

MAI, Moscow

The aircraft industry is one of the most priority directions in upgrade of modern economy of Russia. Stable economic development of the domestic aircraft enterprises determines in many respects a population welfare, first of all due to creation of workplaces, development of the air traffic promoting increase in mobility. High level of sales volume of aircraft equipment is capable to accelerate rates of economic development of the country, to ensure its independence and safety. However, developing and production of competitive aviation engineering in modern conditions is complicated by instability of a geopolitical and economic situation in the world, uncertainty and dynamism of external and internal environment, lagging of production organizations, etc. The current status of the environment dictates such terms as short deadlines, limitation and economy of resources, and, at the same time, results in high cost of the processes connected with creation of aviation engineering show to the entities and the organizations of an aircraft industry strict requirements in the field of

their management. In order that project of creation of the competitive flight vehicle was successful, demanded in the market and profitable for the entity, as well, it is necessary to use risk management techniques.

The purpose of present work was developing and implementation of the budget process. An object of a research are the entities of an aerospace industry which are engaged in innovative activities and realizing process of budgeting in system of financial planning. An object of research are techniques of budgeting process formation in financial management system.

As a result of the work had been done the research of the existing financial risks management tools with features of an airline industry taking into account, as well as of specifics of the considered organization activities such as the increased uncertainty, considerable amounts of financial resources, probabilistic nature of the performed works, a problem of implementation of timely sufficient accomplishment of Research and Development is conducted. The main criterion of the choice of the technique stated as providing the preliminary analysis of innovative organization activities realization opportunities. The budgeting is technique for carrying out of such analysis and further management of the organization on the basis of its results for the purpose of increase in efficiency and decrease in risks. As a result of the done work features of creation of the budget model for the innovative organizations and the entities of an airline industry are revealed. Problems of statement and the solution of tasks of budgeting for the aviation organization which is engaged in the most perspective the project of the civil aviation (МС-21) are determined. Process of budgeting was studied from the point of view of its application as risk management technique. Methodical approaches on enhancement of process of budgeting at the aircraft manufacturing entities are offered. The financial and economic model allowing to provide a possibility of financial modeling and efficiency of financial management is developed.

**Модели экономической эффективности
различных стратегий эксплуатации авиационных конструкций
по критерию назначенного ресурса**

Зубань В.Н., Мозалев В.В., Зинин А.В., Лисин А.Н.
Рубин, г. Балашиха; МАИ, г. Москва

В соответствии с нормативными требованиями АП 25.571 обеспечение безопасности авиационных конструкций по условиям прочности при длительной эксплуатации возможно на основе использования одного из трёх принципов: допустимость повреждения, безопасность разрушения (повреждения) и безопасный ресурс (срок службы). Обоснование выбора одной из стратегий эксплуатации авиаконструкций должно базироваться на методологии оптимизации как различных конструктивно-технологических и эксплуатационных параметров объекта, так и на оценке экономической целесообразности использования того или иного принципа [1].

Целью данной работы является разработка оптимизационных моделей оценки технико-экономических показателей различных стратегий эксплуатации элементов авиационной техники, позволяющих формировать нормативные требования к условиям и технологиям обеспечения безопасности и долговечности разрабатываемых конструкций.

Информационную базу оптимизации составляют статистические данные о вариации основных эксплуатационных свойств применяемых материалов и полуфабрикатов (например, характеристики сопротивления усталости, трещиностойкость, износостойкость, термостабильность); вероятностные оценки технического состояния всего парка и уровня дефектности отдельных партий объектов; статистика интенсивности отказов элементов конструкций; информация об интенсивности эксплуатационных повреждений [2]; нормативные требования к показателям надежности и безопасности конструкций и др. Параметром оптимизации в моделях является показатель экономической эффективности (затраты), который в зависимости от стратегии эксплуатации может включать в себя затраты на замену отказавшего элемента, на проведение ручного или автоматизированного контроля, на проведение ремонта и пр.

На основе разработанных моделей сформулированы рекомендации по правилам эксплуатации отдельных элементов взлетно-посадочных устройств самолетов – углерод-углеродных композитных тормозных дисков; барабанов колес из алюминиевых сплавов; деталей гидросистемы шасси.

1. Крамаренко Е.И., Лисин А.Н., Мозалев В.В. Оптимизация комплексных показателей надежности, стоимости и ресурса авиационных агрегатов на стадии изготовления полуфабрикатов // Вестник машиностроения. 2011, № 8, с.72-78.
2. Котов П.И., Зинин А.В., Сухов С.В. Практическая механика разрушения / учебное пособие в 2-х т. / М. - МАТИ, 2012. Т. 2. -232 с.

Models economic efficiency for different strategies operation of aircraft structures by criterion of the assigned resource

Zuban V.N., Mozalev V.V., Zinin A.V., Lisin A.N.
Rubin, Balashikha; MAI, Moscow

In accordance with statutory requirements AP 25,571 safety of aircraft structures strength conditions in continuous operation possible through the use of one of three principles: the admissibility of the damage, the security of destruction (damage) and secure resource (service life). Rationale for selecting one of the strategies aviakonstruktsy operation should be based on the methodology of how to optimize a variety of structural and technological and operational parameters of the object, and on the evaluation of the economic feasibility of the use of a principle [1].

The aim this work is to develop optimization models assess the technical and economic performance of different strategies of operation elements of aircraft, allowing to shape the regulatory requirements to the terms and technologies to ensure the safety and durability of structures developed.

Information database optimization up statistics on the variation of the main operational properties of materials and semi-finished products (eg, fatigue resistance characteristics, fracture toughness, wear resistance, thermal stability); Probabilistic estimation of the technical state of the entire fleet and the level of defects of individual batches of objects; statistics failure rate of structural elements; Information about the intensity operational damage [2]; regulatory requirements for reliability and security structures and others. The parameter optimization models is the measure of economic efficiency (costs) which, depending on the operating strategy may include the cost of

replacing the failed element, to carry out manual or automated inspection, for repairs and etc.

On the basis models developed recommendations on the rules operation of the individual elements of landing aircraft devices - carbon-carbon composite brake discs; drums of aluminum alloy wheels; parts of the hydraulic system chassis.

1. Kramarenko E.I., Lisin A.N., Mozalev V.V. Optimization of complex reliability, cost and resource of aircraft units at the manufacturing stage of semi-finished engineering // Herald. 2011, № 8, pp.72-78.

2. Kotov P.I., Zinin A.V., Sukhov S.V. Practical fracture mechanics. Moscow. МАИ, 2012. Т. 2. -232 p.

Внедрение систем энергоменеджмента в практику работы предприятий авиакосмического комплекса – путь к экономии энергоносителей и снижения загрязнения окружающей среды

Галкина Е.Е., Кабанов А.В.

МАИ, г. Москва

Международная организация стандартизации (ИСО) разрабатывает стандарты на системы менеджмента, направленные на повышение эффективности работы предприятий. Наиболее популярными являются стандарты на системы менеджмента качества. В стандарте ISO 9001:2015 отмечается, что необходимо соотносить «цели организации с потребностями и ожиданиями общества.

Постоянный рост загрязнения окружающей среды вызвал повышенный интерес общественности к проблемам экологии и экологической безопасности. Сферы аспектов экологической безопасности выделяют проблему опасности нехватки полезных ископаемых. В мире постоянно растет потребность в энергетических ресурсах. В России показатель энергоёмкости ВВП – в 2-3 раза выше, чем в развитых странах. В связи с этим, актуально внедрение в практику работы предприятий систем энергоменеджмента, построенных на основе требований стандарта ГОСТ Р ИСО 50001-2012. Внедрение стандарта направлено на повышение энергетической результативности предприятия - снижение потребления энергоресурсов и повышение КПД ее использования, соответственно, получение возможностей экономить природные ресурсы, и уменьшения выбросов парниковых газов.

Для повышения энергоэффективности необходимо проводить систематический анализ использования энергии, при его проведении необходимо:

1) идентифицировать имеющиеся источники энергии, провести анализ использования и потребления энергии в процессах производства, освещения, вентиляции, отопления, охлаждения, транспортировки и так далее (сравнивая по годам);

2) определить источники наибольших потерь энергии, с этой целью:

– идентифицировать здания, оборудование, системы, процессы, работы подрядчиков, которые являются причиной максимальных потерь энергии и определить их энергетическую результативность;

–оценить будущее использование и потребление энергии с учетом планов развития производства;

3) в процессе проектирования новых изделий учитывать возможные расходы энергоносителей и сырья, с целью их минимизации;

4) определить пути улучшения энергетической результативности.

Логика построения системы энергоменеджмента, изложенная в ГОСТ Р ИСО 50001-2012 схожа с требованиями других стандартов на системы менеджмента, разработанными ИСО, что позволяет интегрировать их в единую систему управления на предприятиях авиакосмического комплекса.

The implementation of energy management systems in the practice of enterprises of aerospace complex as a way to save energy and reduce environmental pollution

Galkina E.E., Kabanov A.S.

MAI, Moscow

International Organization for Standardization (ISO) develops standards for management systems, designed to increase the efficiency of factories. The standards for the management quality system are the most popular of them. The standard ISO 9001: 2015 states that it is necessary to correlate the objectives of the organization with the needs and expectations of society.

A constant environmental pollution growth caused a high public interest in ecology and environmental safety issues. The shortage of mineral resources is one of the problems of environmental safety. There is a growing demand for energy resources in the world. The energy intensity of GDP in Russia is 2-3 times higher than it is in the developed countries. Therefore, the practice of the energy management systems is actual more than ever. It is based on the requirements of GOST R ISO 50001-2012 standard. Implementation of the standard is aimed at improving the energy efficiency of the enterprise, reducing energy consumption and increasing the efficiency of its use, getting the opportunity to save natural resources and reducing greenhouse gas emissions.

To improve energy efficiency it is necessary to carry out a systematic analysis of energy use. Thus the following steps have to be taken:

1) to identify the sources of available energy, analyse the use and consumption of energy in production processes, lighting, ventilation, heating, cooling, transportation, etc (comparing the data per year);

2) to identify the sources of the largest energy losses, for this purpose:
- identify the buildings, equipment, systems, processes, contractors' work which are the sources for maximum energy loss. It is also necessary to determine their energy performance;

- to assess future energy use and consumption taking into account plans for the production development;

3) to take into account potential costs of energy and raw materials while designing new products in order to minimize them;

4) to identify ways to improve energy efficiency.

The logic of building energy management system set out in ISO 50001-2012 is similar to the requirements of other management system standards developed by ISO, which allows you to integrate them into a single management system for enterprises of aerospace complex.

Комплексная типовая технологическая модель проведения стратегического анализа

Канащенко А.А., Новиков С.В.

МАИ, г. Москва

Каждое предприятие, в зависимости от уровня компетенций менеджеров, на практике проводит стратегический анализ по отдельным факторам, что часто приводит в результате некомплексного стратегического анализа к непредсказуемым негативным последствиям. Для обеспечения качественной разработки стратегии предприятия требуется провести комплексный стратегический анализ совокупности факторов, влияющих на текущее состояние предприятия и рынка, выявить вероятные сценарии развития событий на предприятии, на рынке и в обществе, оценить влияние внутренней и внешней среды на стратегию компании и структурно сформулировать и предварительно оценить варианты стратегии предприятия.

В то же время, смещение акцентов в сторону новой парадигмы развития стратегического управления также требует от предприятий радиопромышленности микроуровневого управления проведения более глубокого стратегического анализа внутренних и внешних факторов, влияющих на результативность деятельности предприятий, выделения структурно наиболее уязвимых мест стратегического развития и их отслеживания в процессе разработки и внедрения новых элементов стратегии в условиях быстро меняющегося рынка, и сопоставления их с главными целями и задачами стратегии предприятия. Существует также необходимость учитывать при проведении стратегического анализа факторы обособленного развития предприятий радиопромышленности авиационного направления техники. Теория и практика существующего стратегического анализа подтверждает наличие трех основных сред, которые требуют проведения комплексного стратегического анализа воздействующих факторов на деятельность предприятия.

Стратегический анализ предприятия является более сложной и противоречивой задачей, так как в литературных источниках нет единого мнения, каким этапом стратегического менеджмента он является, из скольких этапов состоит процесс анализа, и какая их последовательность. Это связано, прежде всего, со сложностью задачи, которая слишком масштабна. Поэтому в настоящей работе представлена точка зрения, которая является компиляцией мнений различных авторов.

В работе представлен современный анализ теории и практики проведения стратегического анализа, необходимого, как этапа разработки стратегического управления предприятия. При проведении анализа учтены факторы обособленности функционирования радиотехнического предприятия микроуровневого управления авиационного направления техники, а также развитие парадигмы стратегического управления. Определены этапы проведения стратегического анализа и его место при разработке стратегии управления предприятием. Разработана «Типовая технологическая модель проведения комплексного стратегического анализа» и методология последовательной ее реализации на практике. Разработанная модель

представляет ценность для менеджеров высшего управленческого звена, менеджеров по разработке стратегии предприятия и маркетологов.

Таким образом, в научном плане теоретические разработки с использованием разработанной «Комплексной типовой технологической модели проведения стратегического анализа» приближены к области практического применения. Это особенно важно для менеджеров высокого уровня управления, менеджеров-разработчиков стратегии и маркетологов, т.к. появляется возможность проведения на предприятиях более комплексного и системного стратегического анализа при разработке и внедрении стратегического управления на предприятиях.

Comprehensive typical technological model of strategic analysis

Kanashchenkov A.A., Novikov S.V.

MAI, Moscow

Each company depending on managers's competencies level carries out strategic analysis on individual factors, which often leads to unpredictable negative consequences as a result of non-comprehensive strategic analysis. Companies need to carry out integrated out strategic analysis on combination of factors influencing on current market and company condition to ensure high-quality strategy development, identify possible scenarios in company, market and environment, estimate the influence of internal and external environment to the company's strategy, structure and evaluate the preliminary version of the enterprise strategy.

At the same time, the shift towards a new strategic management development paradigm also requires way more deeper strategic analysis of internal and external factors, influencing on the productivity of radioelectronic enterprises of micro-level management, structuring vulnerable problems of strategic development and their monitoring during the development and introduction process of a new strategy elements in a rapidly changing environment of market development and comparing them with the main goals and objectives of the company strategy. Theory and practice of the existing strategic analysis confirms the presence of three major environments that require a comprehensive strategic analysis of the factors affecting the company's activity.

Strategic analysis of a company is more complex and contradictory task, since there is no consensus in the literature on what stage of strategic management it is, how many steps it consists of and what is their sequence. First of all this is due to the complex of the task, that is way too big. Therefore, this work presents a point of view which is a compilation of the opinions of various authors.

Therefore, this paper introduces a contemporary analysis of the theory and practice of carrying out of strategic analysis, required as a stage of company's strategic management development. The analysis takes into account the factors of isolated operation of aerospace radioelectronic enterprise of micro-level management and the strategic development paradigm. The steps of strategic analysis and its place in enterprise management strategy development are determined. A "Typical technological model of a comprehensive strategic analysis" and a methodology for its consistent implementation in practice are developed.

Thus theoretical elaboration using the developed "Comprehensive typical technological model of strategic analysis" approached to practical application. This is

especially important for high-level managers, strategy developers and marketing specialists, as there is a possibility of providing more comprehensive and systematic strategic analysis of the development and implementation of strategic management in enterprises.

Оценка конкурентоспособности ракет-носителей Российской Федерации

Карасёв Ю.В.

МАИ, г. Москва

Сегодня, в связи с процессами трансферта космических технологий из военной сферы в гражданскую, мировой космический сектор демонстрирует стабильное и динамичное развитие, что, в свою очередь, приводит к формированию целого спектра коммерческих услуг в сфере космических технологий. В целом, это способствует развитию коммерциализации космической деятельности, разработке и реализации космической продукции и услуг, развитию новейших технологий в сфере пилотируемой и непилотируемой космонавтики, однако, неизбежно приводит к достаточно жестокой отраслевой конкуренции на различных уровнях.

На текущий момент ситуация такова, что на мировом космическом рынке позиционируются несколько ведущих космических держав, каждая из которых обладает значительным научно-техническим потенциалом и представляет особый интерес для потребителя. В соответствии со сложившимися условиями на рынке, для определения позиций отечественных ракет-носителей среди производителей-конкурентов существует ряд методик, позволяющих дать приблизительную характеристику, одной из которых является расчёт оценки конкурентоспособности, представляющей собой числовое выражение степени притягательности продукта для потребителя. Актуальность расчёта конкурентоспособности отечественных ракет-носителей заключается в том, что через рынок ракет-носителей прослеживаются связи с такими сегментами, как рынок пусковых услуг, а также рынок спутников различных назначений, поскольку спрос на космические летательные аппараты диктует спрос на средства выведения, и, соответственно, спрос на запуски.

Дальнейший анализ полученных данных позволит выявить факторы, которые в той или иной мере оказывают влияние на текущие позиции продукции на рынке. Располагая необходимой информацией о заявках на запуски ракет-носителей, планирующихся научных экспериментах в космических условиях, текущем состоянии действующих спутников Земли, а также используя различные модели прогнозирования, появляется возможность определения прогнозной величины будущего спроса, что позволит в текущий момент времени оценить будущие позиции отечественных космических средств выведения относительно позиций конкурентов.

Evaluation of competitiveness of launch vehicles of Russian Federation

Karasev Y.V.

MAI, Moscow

Today, in connection with the process of the transfer of space technology from military to civilian, the global space sector shows stable and dynamic development,

which, in turn, leads to the formation of a range of commercial services in the field of space technology. In general, it promotes the commercialization of space activities, the development and implementation of space products and services, development of new technologies in the field of manned and unmanned space exploration, however, inevitably leads to a rather brutal industry competition at the various levels.

At the moment the situation is that the global space market positioned several leading space powers, each of which has a significant scientific and technical potential and is of particular interest to the consumer. In accordance with the prevailing market conditions, to determine the position of domestic launchers among manufacturers competing there are a number of techniques that allow to approximate characteristics, one of which is a calculation of the competitive assessment, which is a numerical expression of the degree of attractiveness of the product to the consumer. The relevance of the calculation of the competitiveness of domestic carrier rockets is that through the market launch vehicles can be traced due to these segments, the market of launch services and satellites market for different purposes, as demand for space craft dictates the demand for launch vehicles, and accordingly the demand for start-ups.

Further analysis of the data will reveal the factors that in one way or another have an impact on the current position of the product on the market. With the necessary information on the launches of carrier rockets applications, the planned scientific experiments in space, the current status of the existing satellites, as well as using a variety of forecasting models, it is possible to determine the estimates of expected future demand, which will allow the current time estimate future positions of domestic space launch vehicles position relative to its competitors.

Commercial attractiveness of the “Sea Launch” project

Karbovskaya V.V., Kotsareva V.S.

MAI, Moscow

The main goal of this work is researching of the commercial attractiveness of the “Sea Launch” project that was created in 1995 on the basis of the same name international consortium Sea Launch Company (SLC). This consortium included Boeing Commercial Space Company (USA), Rocket and Space Corporation “Energia” (Russia), KB “Yuzhnoye” and “Yuzhmash”(Ukraine) and shipbuilding company Aker Solutions(Norway).

Due to tense political situation in 2014 the project suspended its activity. Thanks to signing of a contract between S7 Group and company group Sea Launch in September 2016 the project got a chance at the continued existence and implementation of its multiple goals.

At the present time there are a lot of disputes about the necessity and importance of this project’s realization. In its turn it is invited to consider attractiveness of the object from different points of view: technical, economic and ecological.

The main advantage of the project is the mobility of the launch complex that’s an ability of its relocation in any place of the world ocean for launching the carrier rocket. But also the innovation of the project is its compactness, rationalism and economical effectiveness (in case of realization of the planned number of launches a year). And without a doubt the safety of the spaceport is provided more than ground-based version due to use of the technical reasonable safety standards used on the sea craft.

In this way we can say that the “Sea Launch” project is unique. It has the qualities that can attract the holders of the net load.

Коммерческая привлекательность проекта «Морской старт»

Карбовская В.В., Коцарева В.С.

МАИ, г. Москва

Целью данной работы является изучение коммерческой привлекательности проекта «Морской старт», созданного в 1995 году на основании одноименного международного консорциума Sea Launch Company (SLC), в состав которого входили Boeing Commercial Space Company (США), Ракетно-космическая корпорация «Энергия» (Россия), КБ «Южное» и «Южмаш» (Украина), судостроительная компания Aker Solutions (Норвегия).

В связи с напряженной политической ситуацией 2014 года проект приостановил свою деятельность. Благодаря подписанию контракта между S7 Group и группой компаний Sea Launch в сентябре 2016 проект получил шанс на свое дальнейшее существование и реализацию многочисленных задач.

В настоящее время существует множество споров о необходимости и важности реализации данного проекта. В свою очередь, в работе предлагается рассмотреть привлекательность объекта с различных точек зрения: технической, экономической и экологической.

Основным преимуществом проекта является маневренность стартового комплекса, то есть возможность его перемещения в любую точку мирового океана для запуска РН.А так же его совершенство заключается в компактности, рационализме и экономической эффективности (при реализации планируемого количества пусков в год). И, несомненно, безопасность космодрома обеспечивается выше наземного варианта за счет применения технических разумных норм безопасности, используемых на морских судах.

Таким образом, можно сказать, что проект «Морской старт» является уникальным, он обладает качествами, привлекающими владельцев полезного груза.

Влияние финансовой господдержки на финансово-экономическую устойчивость авиационной промышленности

Квашенникова О.М.

МАИ, г. Москва

На современном этапе развития рыночных отношений стабилизация экономики зависит от финансово-экономической устойчивости предприятий. Финансово-экономическая устойчивость определяется, прежде всего, экономической устойчивостью предприятия, которая характеризуется способностью производить и продавать продукцию. Экономическая устойчивость определяет финансовую устойчивость производственного предприятия, которая характеризует способность предприятия эффективно использовать собственные и заемные средства, поддерживать платежеспособность и деловую активность.

Одним из путей сохранения и повышения финансово-экономической устойчивости авиационной промышленности является получение

государственной поддержки. Механизм получения господдержки, который рассматривается в работе, включает в себя совокупность правил, критериев, организационных мероприятий.

Поддержка организаций авиационной промышленности осуществляется, прежде всего, посредством мероприятий, заложенных в Государственную программу РФ «Развитие авиационной промышленности на 2013-2025 годы», но реализация дорогостоящих программ создания авиационной техники затруднена сложным финансовым состоянием и высокими процентными ставками по кредитам, привлекаемым в российских финансовых институтах. В связи с этим предусмотрен ряд инструментов финансовой господдержки предприятий: • предоставление субсидий российским производителям авиационной техники на возмещение части затрат на уплату процентов по кредитам на техническое перевооружение, а также части затрат на уплату лизинговых платежей за технологическое оборудование; • предоставление субсидий на компенсацию затрат на уплату купонного дохода по облигационным займам.

В работе приводятся методы и критерии господдержки предприятий авиационной промышленности, рассмотренные на примере производственного АО «ММП имени В.В. Чернышева». Совершенствование методов и критериев оказания финансовой поддержки должны найти отражение в ФЗ «О контрактной системе в сфере закупок товаров, работ, услуг для обеспечения государственных и муниципальных нужд», оказывающие влияние на повышение финансово-экономическую устойчивость авиационных предприятий в условиях экономической нестабильности.

Impact of financial state support for the financial and economic sustainability of the aviation industry

Kvashennikova O.M.

MAI, Moscow

At the present stage of market relations development the stabilization of the economy depends on the financial and economic sustainability of the enterprises. Financial and economic stability is primarily determined by the economic stability of the enterprise, which is characterized by the ability to produce and sell products. Economic sustainability defines the financial stability of the industrial enterprise, which characterizes the company's ability to effectively use own and borrowed funds to support the solvency and business activity.

One of the ways to preserve and enhance economic and financial sustainability of the aviation industry is to get state support. The mechanism of receiving state support, which is considered in the paper includes a set of rules, criteria, organizational arrangements.

Support organizations of the aviation industry is carried out primarily through the activities laid down in the State program of the Russian Federation "Development of aircraft industry for 2013-2025", but the implementation of costly programs to create aviation equipment is difficult and complex financial condition of high interest rates on loans in the Russian financial institutions. In this regard, provides a number of financial instruments of state support of enterprises: • provision of subsidies to Russian producers of aviation equipment on the reimbursement of expenses for payment of percent on credits for technical re-equipment, and also parts of expenses for

payment of leasing payments for the technology equipment; • provision of subsidies for compensation of costs for payment of the coupon income for the bonded loans.

The paper presents methods and criteria of state support of the enterprises of the aviation industry, is considered on the example of the production of JSC “ММР named after V. V. Chernyshev”. Improvement of methods and criteria for financial support should be reflected in Federal Law “About contract system in the procurement of goods, works, services for state and municipal needs”, influencing the increasing financial and economic stability of aviation enterprises in the conditions of economic instability.

**Внедрение систем экологического менеджмента на предприятиях
авиационного машиностроения - ключевая доминанта
конкурентоспособности авиатехники**

Сорокин А.Е., Метечко Л.Б., Афолина О.А., Кириченко И.Е.

МАИ, г. Москва

Период XX–XXI вв. справедливо считается эпохой глобализации, монополизации и конкурентной борьбы. На первое место в своем развитии выходят отрасли и сферы технической деятельности, которые образуют инфраструктуру цивилизации, обеспечивающую потребности общества, его безопасность и развитие. К таким отраслям, несомненно, относится авиационное машиностроение. Негативной стороной технического прогресса является то, что он обостряет глобальный экологический кризис, в связи с чем все чаще возникает необходимость ужесточения экологических нормативов предъявляемых к авиационной технике.

Так нормы Международной организации гражданской авиации ИКАО (International Civil Aviation Organization) на допустимые уровни шума авиационных двигателей, введенные с 1972 г. и на эмиссию вредных веществ, введенные с 1981г, периодически пересматриваются в сторону ужесточения.

Это усилило конкуренцию авиапроизводителей, столкнувшихся с ужесточением природоохранного законодательства и вынужденных искать эффективные управленческие решения для поиска конкурентного преимущества. Под конкурентным преимуществом понимается устойчивое во времени превосходство авиапредприятия как в области высокотехнологичной продукции авиатехники, так и в оказании услуг, обеспечивающих длительную выгоду от ее использования.

Внедрение системы экологического менеджмента (СЭМ), как части системы менеджмента предприятия, модель которого отражена в международных стандартах серии ISO 14000 (Российский национальный стандарт ГОСТ Р ИСО 14000) продемонстрировал самые эффективные результаты достижения поставленных целей. СЭМ – включает в себя организационную структуру, планирование деятельности, распределение ответственности, практическую работу, а также процедуры, процессы и ресурсы для разработки, внедрения, оценки достигнутых результатов реализации и совершенствования экологической политики, её целей и задач.

В целях доказательного анализа эффективности от внедрения СЭМ на предприятиях авиационного машиностроения, авторы приводят формулы расчета показателей эколого-экономической эффективности демонстрирующие активный ежегодный

рост, подтверждающий на практике результативность устремленного к цели цикла Деминга (P-D-C-A) «Планирование-Выполнение-Контроль-Действие». В настоящее время системы экологического менеджмента являются доминирующими в достижении целей эколого-экономической эффективности, а, следовательно, и повышении конкурентоспособности предприятий авиастроения.

The introduction of environmental management systems at the enterprises of the aeronautical engineering is a key dominant of the competitiveness of the aircraft

Sorokin A.E., Metechko L.B., Afonina, O.A., Kirichenko I.E.
MAI, Moscow

The period of XX-XXI centuries rightly considered the era of globalization, monopolization and competition. In the first place in its development out of the industry and the scope of technical activities that form the infrastructure of a civilization that supports the needs of the society, its security and development.

Such industries, of course, is aeronautical engineering. The negative side of technological progress is that it intensifies the global ecological crisis, so increasingly there is a need for stricter environmental standards applicable to aviation technology

The negative side of technological progress is that it intensifies the global ecological crisis, so increasingly there is a need for stricter environmental standards applicable to aviation technology.

This increased competition of the aircraft manufacturers, faced with tightening environmental legislation and forced to seek effective management solutions to search for competitive advantage. Under the competitive advantage refers to sustainable excellence of the airline in the field of high-tech products, aircraft and services that provide long-term benefits from its use.

The introduction of an environmental management system (EMS) as part of the company's management system, whose model is reflected in the international standards ISO 14000 (Russian national standard GOST R ISO 14000) have demonstrated the most effective results achieve the goals. SAM - includes organizational structure, planning activities, responsibilities, practical work, as well as procedures, processes and resources for developing, implementing, evaluating progress of the implementation and improvement of environmental policy, its goals and objectives.

In order evidence-based analysis of the effectiveness of EMS implementation in the enterprises of the aircraft industry, the authors of the formula of calculation of indicators of environmental and economic efficiency demonstrates the active annual growth, confirming in practice the performance towards the goal of Deming cycle (P-E-C-A) "Planning-Execution-Control-Action".

Currently, the environmental management system are dominant in achieving the goals of environmental and economic efficiency, and hence increase the competitiveness of enterprises of the aircraft industry.

Разработка информационной подсистемы управления персоналом по основной деятельности опытно-конструкторского бюро самолётостроения
Кирияков Е.М., Зенин А.И.

HRM-системы являются одним из важнейших корпоративных приложений, используемых в компаниях всех размеров и во всех отраслях промышленности. Необходимость во внедрении HRM-систем определяется такими критичными для успешного развития бизнеса потребностями, как:

- Управление расходами;
- Эффективное управление бизнес-процессами;
- Соблюдение всех правовых норм;
- Повышение ценности человеческого капитала.

Разработка и внедрение HRM-системы по основной деятельности опытно-конструкторского бюро самолётостроения было рассмотрено на примере филиала ПАО Компания “Сухой” “ОКБ Сухого”.

Для достижения поставленной цели необходимо было решить несколько задач:

1. Изучение существующих HRM-решений на рынке;
2. Анализ взаимосвязи программных модулей и информационных ресурсов, обеспечивающих управление персоналом для данного предприятия;
3. Адаптация, тестирование и введение в эксплуатацию выбранного решения.

Английская аббревиатура "HRM" обозначает "HumanResourceManagement", что дословно переводится как "управление человеческими ресурсами". Под HRM-системой понимается автоматизированная комплексная система управления персоналом. По сравнению с традиционными системами автоматизации кадрового учета и расчета заработной платы HRM-системы обладают расширенной функциональностью.

По совокупности множества факторов и, как самая оптимальная, была выбрана система от компании Oracle – это OracleDatabasePersonalEdition.

Результатом выполненной работы является внедрение новой HRM-системы по основной деятельности опытно-конструкторского бюро самолётостроения и перспектива её адаптации для любой организации.

Применение подсистемы в опытной эксплуатации позволило снизить количество ошибок при добавлении в базу новых сотрудников, сократить время на обработку информации, получать простые уведомления об ошибках, создавать краткие учетные карточки персонала, передавать информацию о выполнении работ во внешние приложения для начисления заработной платы и премий, автоматически генерировать отчеты, проводить мероприятия по подбору и обучению персонала, оценивать квалификацию производственного и управленческого состава, что в совокупности позволит снизить потери, связанные с уходом работников.

The development of the personnel management subsystem for the main activity of Experimental Design Bureau of aircraft construction

Kiryakov E.M., Zenin A.I.

MAI, Moscow

HRM-system is one of the most important corporative applications used in companies of all sizes and in all industries. The necessity for introduction of HRM-

systems is determined by critical needs that can lead to the successful development of business, such as:

- Costmanagement;
- Efficientbusinessprocessmanagement;
- Compliance of all legal rules;
- Increasing value of human capital.

Development and application of HRM-system from operating activities Experimental Design Bureau of aircraft construction was considered on the example of a branch of PJSC “Company “Sukhoi” “Sukhoi Design Bureau”.

It was necessary to solve several problems to achieve this objective:

1. Learning HRM-existing solutions of the market;
2. An analysis of the correlation of software modules and information resources, providing human resource management for the enterprise;
3. Adaptation, testing and commissioning of the chosen solution.

The abbreviation of “HRM” refers to “Human Resource Management”, which literally translates as “human resources management”. Under the HRM-system is understood an automated complex HR management system. In comparison with the traditional systems of automation of personnel records and payroll HRM-systems offer advanced functionality.

As the most optimal system Oracle was chosen – it was Oracle Database Personal Edition.

The result of the work can be viewed as the introduction of new HRM-system from operating activities Experimental Design Bureau of aircraft construction and the prospect of its adaptation for any organization.

Application subsystem in trial operation allowed to reduce the number of errors when to adding new employees to the base, to reduce the time to process information, to receive a simple error notifications, to create a brief accounting personnel cards, to transmit information on the implementation of works, to external applications for payroll and awards, to generate reports automatically, to carry out activities for the recruitment and training of staff, to evaluate qualifications of production and management staff. All in all, it would help to reduce the losses associated with the retirement of employees.

Построение уровневой структурной модели управления рисками в интегрированных структурах оборонно-промышленного комплекса (ИС ОПК)

Кондаков А.В.

НПО Алмаз, г. Москва

Возникшие в 2014 году внешние угрозы, вызванные экономическими санкциями по отношению к ряду предприятий оборонно-промышленного комплекса Российской Федерации, и наличие негативных макроэкономических факторов привели к осмыслению необходимости управления рисками и создания системы риск - менеджмента в интегрированных структурах оборонно-промышленного комплекса (ИС ОПК). Для формирования показателей функционирования предприятий оборонно-промышленного комплекса с точки зрения риск – менеджмента и систематизации указанных показателей по

уровням (горизонтам) управления предприятием выбраны группы показателей функционирования – целевые, контролируемые, управляемые. При этом целевые показатели отражают желаемое состояние объекта управления, с помощью контролируемых показателей устанавливается фактическое состояние объекта управления и степень достижения им целевых показателей, с помощью управленческого воздействия на контролируемые показатели менеджмент может перевести объект управления в более предпочтительное состояние. Использование стоимостного подхода к управлению рисками производства продукции военного назначения (ППВН) и структурирование системы управления рисками производства продукции военного назначения (СУРППВН) по горизонтам управления позволяют в качестве целевых показателей использовать фундаментальную стоимость предприятия на стратегическом уровне, экономическую добавленную стоимость – на тактическом и рентабельность собственного капитала (ROE) на оперативном уровне управления. В качестве контролируемых показателей на стратегическом уровне выбраны такие показатели, как денежный поток, средневзвешенная стоимость капитала, на тактическом – величина инвестированного капитала, чистая операционная прибыль, на оперативном – рентабельность продаж, оборачиваемость активов, мультипликатор собственного капитала. В качестве управляемых показателей на стратегическом уровне выбраны сальдо по операционной, инвестиционной и финансовой деятельности, структура капитала предприятия, на тактическом – величина собственного капитала, долгосрочного и краткосрочного заемного капитала, на оперативном – величина доходов, расходов, выручка и прибыль от основной деятельности, средняя величина активов за рассматриваемый период. Для реализации системного и комплексного управления рисками ППВН необходим выбор реализации одной из трех форм риск – менеджмента: внешний риск – менеджмент, внутренний риск – менеджмент, комбинированный риск – менеджмент. Для выбора формы риск – менеджмента, наиболее адаптивной конкретному предприятию, предложено использовать уровневую структурную модель управления рисками.

Creation of-level structural model of risk management in the integrated structures of defense industry complex

Kondakov A. V.
NPO Almaz, Moscow

The external threats which arose in 2014 caused by economic sanctions in relation to a number of the enterprises of defense industry complex of the Russian Federation and existence of negative macroeconomic factors led to judgment of need of risk management and creation of system risk – management in the integrated structures of defense industry complex.

For formation of indicators of functioning of the enterprises of defense industry complex from the point of view of risk – management and systematization of the specified indicators on levels of business management groups of indicators of functioning – target, controllable, operated are chosen. Thus target indicators reflect a desirable condition of object of management, by means of controlled indicators the actual state of object of management and extent of achievement of target indicators by

it is established, by means of administrative impact on controlled indicators management can transfer object of management to more preferable state.

Use of cost approach to risk management of the military production (MP) and structuring the control system of risks of military production (CSRMP) on the horizons of management allow to use as target indicators the fundamental cost of the enterprise at the strategic level, an economic value added on tactical and return on equity (ROE) at the operational level of management.

As controlled indicators at the strategic level such indicators as a cash flow, the weighted average cost of the capital, on the tactical - the size of the invested capital, net operating profit, return on sales, noun assets conversion cycle, the animator of own capital are chosen.

As the operated indicators at the strategic level balances on operating, investment and financial activities, structure of the capital of the enterprise, on the tactical – the size of own capital, long-term and short-term loan capital, on quick – the size of the income, expenses, revenue and profit on primary activity, average size of assets for the considered period are chosen.

The risk – management is necessary for realization of system and integrated management of risks of MP a choice of realization of one of three forms: external risk – management, internal risk – management, the combined risk - management. For a form choice risk – management, the most adaptive to the concrete enterprise, it is offered to use-level structural model of risk management.

Применение решений типовых программных платформ класса PDM и ERP для сокращения времени запуска аэрокосмических изделия в производство. Опыт интеграции этапа КТПП и этапа изготовления в дискретном производстве

Корякин Л.А., Макаров Д.А.
МАИ, г. Москва

Современный этап развития промышленных предприятий характерен тем, что производство развивается по направлению от выполнения набора технологических процессов, ориентированных на операции, выполняемых преимущественно персоналом (традиционное производство), к реализации сложной совокупности производственных процессов, опирающихся на обширное использование информационных технологий (Advanced Manufacturing/Industry 4.0 – прогрессивное производство). Для предприятий выпускающих аэрокосмическую технику, переход к прогрессивному производству особенно актуален из-за угрозы потери конкурентоспособности их продукции как на внутреннем, так и на внешнем рынках.

Показаны ключевые тенденции, которые играют важную роль в переходе от традиционного к прогрессивному производству, выделены пять основных направлений характеризующие современное понимание концепции прогрессивного производства на уровне предприятия. Отмечено, что положительные результаты в области производства достигаются за счет тесной интеграции НИОКР и производства, перехода к массовому производству индивидуализированной продукции, повышения степени автоматизации предприятия, а также концентрации внимания на концепции среды предприятия («экосистемь» предприятия).

Одним из ключевых моментов при реализации концепции прогрессивного производства на промышленном предприятии является резкое сокращение времени постановки изделия на производство (этап подготовки производства). Это достигается интеграцией средств подготовки конструкторско-технологической документации (CAD/CAM/CAE, PDM) и средств управления ресурсами предприятия (ERP/MES), а так же организацией совместной работы конструкторско-технологических подразделений с производственными подразделениями и службами МТО на этапе подготовки производства.

Современные программные платформы класса PDM и ERP, как правило, уже эксплуатируются на аэрокосмических предприятиях РФ и имеют в своём составе готовые решения, применение которых позволяет уже сейчас получить положительный эффект при постановке изделий на производство и заложить основу для реализации принципов прогрессивного производства.

Проанализирован опыт интеграции этапа КТПП и этапа изготовления готовой продукции при создании системы АСУП на предприятии ВПК и показаны проблемы, решение которых является первоочередной задачей при создании АСУП.

The use of solutions of standard software platforms class PDM and ERP to reduce start-up time in the aerospace product manufacturing. Experience the integration phase of production preparation and manufacturing stages in discrete manufacturing

Koryakin L.A., Makarov D.A.
MAI, Moscow

The current stage of development of industrial enterprises characterized by the fact that production develops in the direction of the implementation of a set of processes, focused on the operations carried out mainly personnel (traditional production), to the implementation of a complex set of production processes, based on the extensive use of information technology (Advanced Manufacturing / Industry 4.0). For companies producing aerospace technology, the transition to the progressive production is especially important because of the threat of the loss of competitiveness of their products in both domestic and foreign markets.

Showing the key trends that play an important role in the transition from traditional to progressive production, highlighted five major areas which characterize the modern understanding of the concept of progressive production at the enterprise level. It is noted that the positive results in production achieved through the close integration of R&D and production, the transition to mass production of individualized products, improve the degree of factory automation, as well as focusing on the concept of the enterprise environment (“ecosystem” of the enterprise).

One of the key points in the implementation of the concept of progressive production on an industrial plant is a dramatic reduction in the time of the start of production of the product (pre-production stage). This is achieved by the integration means of preparation of design and technological documentation (CAD/CAM/CAE, PDM) and system of enterprise resource management (ERP/MES), as well as the organization of collaborative design-engineering departments with production units and the Department of material support at the stage of pre-production.

Modern software platform class PDM and ERP, as a rule, are already in operation in the aerospace companies of the Russian Federation and in its composition have ready-made solutions, the use of which allows to obtain a positive effect in the formulation of products for production and lay the foundation for the realization of progressive manufacturing principles.

The experience of the integration phase of production preparation (pre-production stage) and production stage of finished products when creating CIM system on the discrete manufacturing and shows the problems the solution of which is a priority when creating CIM.

Развитие малых инновационных предприятий на базе вузов

Кощеева Е.О., Федотова М.А.

МИИТ, МАИ, г. Москва

Россия ставит перед собой амбициозные, но достижимые цели долгосрочного развития, заключающиеся в обеспечении высокого уровня благосостояния населения и закреплении геополитической роли страны как одного из лидеров, определяющих мировую политическую повестку дня. Важнейшими направлениями деятельности современных университетов является содействие проведению взятого в России политического курса на инновационное развитие и повышению конкурентоспособности соответствующих регионов через создание научно-технических разработок и выработку инновационных решений, их коммерциализацию и внедрение в реальные сектора экономики регионов и страны. В настоящий момент посредниками могут выступать малые инновационные предприятия (МИП), созданные при вузе.

Инструментом государственного стимулирования инновационной деятельности, формирующим базу развития инновационных предприятий, является реализация Постановления Правительства Российской Федерации № 218 «О мерах государственной поддержки развития кооперации российских высших учебных заведений и организаций, реализующих комплексные проекты по созданию высокотехнологического производства» от 9 апреля 2010 года.

В соответствии с законодательством организация малого предприятия с целью высокотехнологичного производства осуществляется за счёт собственных средств предприятия. При этом не менее 20% указанных средств должно быть использовано на научно-исследовательские, опытно-конструкторские и технологические работы. Выделение субсидий осуществляется на конкурсной основе посредством проведения открытого публичного конкурса. Открытые публичные конкурсы проводятся Министерством образования и науки Российской Федерации. Конкурсная документация размещается на официальном сайте Минобрнауки России в сети Интернет, а также на сайте госзакупок РФ.

В случае, если МИП является производственным предприятием на базе вуза, работающего в рамках конкурсного отбора, необходимо предоставлять в течение не менее 5 лет после окончания действия договора (соглашения) об условиях предоставления и использования субсидии информацию о высокотехнологичной продукции, разработанной в рамках проекта, а также о ходе реализации проекта и об объёмах выпускаемой продукции.

Для успешной реализации подобной схемы развития можно рекомендовать оценивать совокупный продукт проекта/предприятия и комплексную оценку его

потребительной стоимости, что стимулирует как потенциального исполнителя к выявлению и оценке промежуточных, побочных и конечных товарных и иных форм проекта, так может быть выгодно и государственному заказчику.

The development of small innovative enterprises on the basis of universities

Koshcheeva E.O., Fedotova M.A.

МИТ, МАИ, Moscow

Russia sets ambitious but achievable long-term development goals, namely, to ensure a high level of welfare and securing the geopolitical role of the country as one of the leaders that determine the global political agenda. The important activities of modern universities is to promote taken in the Russian political course on innovation and competitiveness of the regions concerned through the creation of scientific and technical developments and the development of innovative solutions and their commercialization and introduction into the real sector of the economy of regions and countries. Currently, intermediaries can be small innovative enterprises (MIP), established by the University.

Instrument of state stimulation of innovative activity, forming the base for the development of innovative enterprises is implementation of the Decree of the Government of the Russian Federation № 218 "On measures of state support of development of cooperation of Russian higher educational institutions and organizations implementing complex projects on high-tech production" of 9 April 2010.

In accordance with the law, the organization of small enterprises with the aim of high-tech production at the expense of own funds of the enterprise. At least 20% of these funds must be used for research, developmental and technological works. The allocation of subsidies on a competitive basis through a public contest. Open public competitions held by the Ministry of education and science of the Russian Federation. Competition documents are available on the official website of the Ministry of education and science on the Internet, and also on the procurement website of the Russian Federation.

If MIP is a manufacturing enterprise on the basis of the University, working in the competitive selection process must provide for at least 5 years after the end of the contract (agreement) on the conditions for granting and use of subsidies information about high-tech products developed under the project and about the progress of the project and on the volumes of products.

For the successful implementation of such schemes of development can be recommended to assess the cumulative product of the project/enterprise and a comprehensive assessment of its use value, that stimulates as a potential contractor to the identification and assessment of intermediate, secondary and end-commodity and other forms of project may be beneficial to the state customer.

«Конкистадоры неба»: развитие бюджетных авиакомпаний на национальных рынках и их влияние на трансформацию бизнес-моделей авиакомпаний

Кульков В.В.

ВШЭ, г. Москва

В период с 2005 по 2015 год пассажирооборот традиционных авиакомпаний вырос в 1,3 раза, в то время как у бюджетных авиакомпаний рост был трехкратным. На ближне- и среднемагистральных направлениях в Европе бюджетные авиакомпании занимают более 50% рынка, в Юго-Восточной Азии доля на ВВЛ может достигать 70-80% в зависимости от страны. Крупнейшая авиакомпания в мире по количеству перевезенных пассажиров на МВЛ – бюджетная авиакомпания «Ryanair», а американский лоукостер «Southwest Airlines» №2 в мире по пассажиропотоку на МВЛ и ВВЛ по итогам 2015 года.

Бизнес модель бюджетных авиакомпаний достаточно молода. Рост проникновения этих авиакомпаний начался в начале 1990-ых и проходил на рынках Европы, Северной Америки, Юго-Восточной Азии и Латинской Америки. Во многом он связан с процессом либерализации авиационного сообщения в этих регионах. Развитие лоукостеров и их конкуренция с традиционными авиакомпаниями не могла не отразиться на последних. Авиакомпании оказались вынуждены трансформировать свои бизнес-модели исходя из новых условий конкуренции. Некоторые авиакомпании оставили свою бизнес-модель без существенных изменений, другие стали перенимать многие отличительные черты бюджетных авиакомпаний. Этот процесс получил название «гибридизации» бизнес моделей. Процесс гибридизации во многом завершился на развитых авиационных рынках, вроде Европы и США. На некоторых рынках, вроде России, он еще не начинался.

Целью данного исследования является изучение развития бюджетных авиакомпаний на рынках ЕС, ЮВА, Латинской Америки и России в период с последние 20 лет, а также их влияние на традиционные авиакомпании на этих рынках.

Для достижения поставленной цели были поставлены и решены следующие задачи: проанализировано положение различных авиакомпаний на изучаемых рынках в исследуемый период; определены причины усиления позиций бюджетных авиакомпаний; проведен анализ причин ухода с рынков (банкротств) лоукостеров; изучены примеры трансформации традиционных авиакомпаний в гибридные, а так же появление таких авиакомпаний «с нуля»; проведен анализ российского рынка авиаперевозок и перспективы развития на нем бюджетных авиакомпаний и возможности для гибридизации бизнес-моделей традиционных авиакомпаний.

“Conquistadors of the sky”: development of low cost airlines in the national markets and their impact on the airline business model transformation

Kulkov V.V.
HSE, Moscow

In the period from 2005 to 2015 a year passenger traffic of traditional airlines grew 1.3 times, while low-cost carriers traffic's growth was triple. Low-cost airlines are responsible for 50% share of the market in the short- and medium-haul destinations in Europe and the share of domestic flights about 70-80% in Southeast Asia depending on the country. The largest airline in the world by number of passengers on international flights – low-cost carrier “Ryanair” and the American airline discounter “Southwest Airlines” №2 in the world in passenger traffic on international and domestic flights at the end of 2015.

The business model of low-cost carriers is young enough. Increased penetration of these airlines began in the early 1990s and took place in Europe, North America, Southeast Asia and Latin America. In many respects it is connected with the process of liberalization of air service in these regions. Development of low-cost airlines and their competition with traditional airlines could not help but reflect on the last. Airlines were forced to transform their business models based on the new conditions of competition. Some airlines didn't change their business model, others began to adopt many of the distinctive features of low-cost airlines. This process is called "hybridization" of business models. The process of hybridization is largely completed in the developed aviation markets, such as Europe and the United States. In some markets, like Russia, has not yet begun.

The aim of this study is to investigate the development of low-cost airlines in the EU, Southeast Asia, Latin America and Russia in the period from the last 20 years and their impact on the traditional airlines in these markets.

To achieve this goal have been set and solved the following tasks: analyzed the position of the various airlines in the target markets in the analyzed period; identified causes of strengthening the positions of low-cost carriers; researched the causes of withdrawal from the market (bankruptcy) discounter airlines; studied the example of the transformation traditional airlines in hybrid type, as well as the emergence of such airlines "from scratch"; researched Russian air transport market and the prospects of low-cost carriers and potential for hybridization of the business models of traditional airlines.

Создание инновационной корпоративной культуры в современных организациях авиакосмической отрасли

Литвин Э.Ю., Семина А.П., Коновалова В.Г.

МАИ, г. Москва

Инновационная культура - широкое понятие, которое имеет несколько определений. Во-первых, это вид организационной культуры, содержащий в ценностном ядре инновационные ценности, во-вторых, называют инновационной культуру осуществления инновационной деятельности, производства инноваций, в-третьих, рассматривают на уровне общества, которая формируется под действием различных социальных институтов. Инновационная культура ориентирована на знания, квалификацию, готовность к изменениям. Культура организации обладает инновационным содержанием, если сформирована инновационная составляющая и в её ценностном ядре присутствуют инновационные ценности.

Важную роль при формировании инновационной культуры играют сотрудники организации, т.к. инновационная культура создается на основе высокопрофессионального творческого потенциала сотрудников, и способна его активизировать в необходимом направлении. Организационная культура является инновационной, если сложившаяся на предприятии система убеждений, ценностей, норм поведения, установок и традиций, позволяет работникам изменять свое поведение таким образом, чтобы эффективно адаптироваться к изменениям внешней и внутренней среды предприятия, поощряет сотрудников к созданию нового, способствует творческому развитию сотрудников организации.

Например, ГК «Роскосмос» стремится создать корпоративную среду, основанную на создании инновационных проектов и участия в них руководителей высшего звена, на придании инновациям равного статуса с другими областями, признании и поощрении инновационной инициативы, на сотрудничестве с вузами и предприятиями при создании проектов и эффективном использовании внутренних ресурсов.

Для специалистов по управлению персоналом потребность в инновациях сконцентрирована в нескольких сферах: вовлечение персонала в работу организации и формирование конкурентного преимущества. Инновационные решения реализуются в следующих областях: рекрутинг, развитие лидерства, обучение и развитие талантов, планирование преемственности и управление эффективностью деятельности, HR-технологии.

Для стимулирования и поддержания инноваций, компании чаще всего используют такие решения как создание кросс-функциональных команд, обучающие мероприятия, управление знаниями.

Целью данного исследования было выявить влияние сложившейся корпоративной культуры на создание инновационной организации, определить роль корпоративной культуры в жизни сотрудников, исследовать потребности в инновациях для сотрудников HR, определить влияние корпоративной культуры и работников организации друг на друга.

Creating innovative corporate culture in modern organizations of aerospace industry

Litvin E.Yu., Semina A.P., Konovalova V.G.
MAI, Moscow

Innovative culture is a broad concept that has several definitions. Firstly, this type of organizational culture containing in value core values of innovation, secondly, called the innovative culture of the innovation, production innovations, thirdly, considered at the level of society, which is formed under the influence of various social institutions. Innovative culture focused on knowledge, skills, readiness for change. Organizational culture has an innovative content, if formed innovative component and innovative values are in its present evaluative core.

Employees from your organization play an important role in the formation of an innovative culture, because innovative culture is creating on the basis of a highly creative potential of employees, and is able to activate it in the desired direction. Organizational culture is an innovation, if established in the enterprise system of beliefs, values, norms of behavior, attitudes and traditions that allow workers to change their behavior so as to effectively adapt to changes in the external and internal environment of the enterprise, to encourage employees to create a new, to promote the creative development of employees organization.

For example, SC "Roskosmos" strives to create a corporate environment, based on the creation of innovative projects and participating in top management, on making innovations equal status with other areas, recognizing and promoting innovative initiatives on cooperation with universities and companies to create projects and effective the use of internal resources.

For specialists in personnel management the need for innovation is concentrated in a few areas: involvement of employees in the work of the organization and the

formation of competitive advantage. Innovative solutions implemented in the following areas: recruitment, leadership development, training and talent development, succession planning and performance management, HR-technology.

In order to stimulate and sustain innovation, companies often use solutions such as the creation of cross-functional teams, training activities, knowledge management.

The aim of this searching was to reveal the influence of the prevailing corporate culture to create innovative organization, define the role of corporate culture in the lives of employees, to investigate the need for innovation to staff HR, to determine the influence of corporate culture and the organization of workers at each other.

Сертификация специалистов в области разработки информационных систем беспилотных летательных аппаратов

Лунёва М.В., Потапова З.Е., Протасов В.И., Шаронов А.В.

МАИ, г. Москва

Для создания информационной системы БПЛА требуются специалисты, обладающие знаниями в навигации, в теории управления различными устройствами, в области информационных технологий, базовыми знаниями в области физики и математики и умеющими применять эти знания для конструирования информационных систем летательных аппаратов. Иными словами эти специалисты должны уметь генерировать и проводить экспертизу новых идей, находящихся на стыке различных областей науки и технологий.

С другой стороны сложность решаемых задач требует умения продуктивно работать в составе творческих групп. Зачастую подбор специалистов и организация групп производится случайным образом. Нет возможности полностью спрогнозировать качество работы вновь принимаемого в проект специалиста или создаваемого творческого коллектива.

В настоящей работе на базе метода эволюционного согласования решений предлагается создание технологии сертификации специалистов как обладающих необходимыми знаниями в указанных областях и умениями применять их на практике, так и способных продуктивно работать в группах.

С использованием модели Рапа и специальной базы тестовых заданий из областей компетенции специалистов измеряются способности к генерации идей на вопросах закрытого типа и способности к оцениванию чужих решений на вопросах открытого типа. Одновременно измеряется трудность предлагаемых тестовых заданий и подготовленности специалистов как генераторов идей в процессе группового решения так и «оценщиков» чужих решений.

Приведена методика подбора группы в соответствии с измеренными подготовленностями специалистов для решения заданий неопределенной трудности с достаточно малой вероятностью неправильного решения. С помощью математического аппарата, предложенного в работе, определяется максимальный уровень трудности задания, которое может быть решено данной группой с вероятностью правильного решения, достаточно близкой к единице.

В заключение дана оценка новизны полученной методики сертификации специалистов и групп специалистов, приведены ее преимущества перед существующими ныне технологиями тестирования. Сделан вывод о том, что предлагаемая методика дает возможность подбора специалистов и групп специалистов для гарантированного решения заданий известной трудности.

Предлагаемая технология сертификации специалистов в области разработки информационных систем беспилотных летательных аппаратов носит универсальный характер. Эта технология может быть использована для прогнозирования результатов работы других специалистов, протестированных на соответствующих их специальности базах тестовых заданий.

Certification of specialists in the field of information systems development of unmanned aerial vehicles

Luneva M.V., Potapova Z.E., Protasov V.I., Sharonov A.V.
MAI, Moscow

To create an information system of the UAV we require professionals with expert skill in navigation in the various devices of control theory, information technology, basic of physics and mathematics knowledges, and specialists who know how to apply this knowledge to the construction of information systems of the aircraft. These professionals must be able to generate and examine new ideas that are at the intersection of different fields of science and technology.

The involvement of the tasks requires the ability to work productively as part of creative teams. Often the selection of experts and the organization of the groups are made randomly. There is no way to predict the performance of a fully re-received in the professional project or produced by the creative team.

In this paper, based on the method of evolutionary matching solutions proposed to create certification technology professionals with the necessary expertise in these areas and the ability to apply them in practice, and are able to productively work in groups.

Using Rasch model and the special database of test tasks of the areas of competence of specialists, measures the ability to generate ideas on the issues of the closed type and capacity for evaluation of foreign decisions on open-ended questions. At the same time measure the difficulty of the proposed test tasks and fitness experts as a generator of ideas in the process of group decision and "evaluators" foreign solutions.

The technique of selecting the group in accordance with the measured trained professionals to solve tasks with uncertain problems with sufficiently low probability of a wrong decision. Using mathematical apparatus, proposed in the paper, is determined by the maximum level of task difficulty, which can be solved by this group with a probability of correct solutions sufficiently close to unity.

Finally, an assessment of novelty of the method of certification experts and groups of experts, given its advantages over existing technologies is now testing. It is concluded, that the proposed method enables the selection of experts and groups of experts to guarantee solutions tasks known difficulties.

The proposed technology of certification experts in the field of information systems development of unmanned aerial vehicles is universal in nature. This technology can be used to predict the results of the work of other professionals, tested at the respective bases of the speciality of tests.

Эффективность системы управления персоналом в аэрокосмической сфере России

Мазанова В.С., Семина А.П., Тихонов А.И.
МАИ, г. Москва

На современном этапе развития экономики эффективность предприятия и перспективы его развития в немалой степени зависят от человеческого капитала, умения менеджеров адаптировать внутреннюю среду компании, мотивировать персонал на достижение целей компании. В связи с чем, от эффективности системы управления персоналом напрямую зависит эффективность всего предприятия. На эффективность системы управления персоналом в аэрокосмической отрасли оказывают наибольшее влияние следующие факторы: уровень текучести кадров на предприятии, социально- психологический климат на предприятии и удовлетворенность сотрудников условиями работы.

Текучесть кадров — в управлении персоналом норма, показывающая, как часто работник приобретает и теряет работу. Проще говоря, она показывает, как долго работник находится на своей работе, её еще называют «индексом крутящихся дверей». Текучесть кадров измеряется индивидуальными компаниями для целой индустрии. Если работник имеет более высокий показатель текучести по сравнению с коллегами, это означает, что работник данной компании имеет меньший средний срок пребывания в должности, чем те же работники из другой компании или его коллеги. Высокий коэффициент текучести кадров может быть вреден для деятельности компании, если высококвалифицированные рабочие часто увольняются, и появляется много новых кадров.

Уровень текучести кадров оказывает достаточно негативное влияние на систему управления персоналом, так как уход сотрудников всегда влечет за собой дополнительные затраты на поиск необходимых кадров, их адаптацию и обучение. Поэтому одной из приоритетных задач, стоящих перед сотрудниками, ответственными за эффективность системы управления персоналом, является закрепление и удержание ценных кадров на предприятии. Степень удовлетворенности работниками своей трудовой деятельностью напрямую зависит от таких аспектов, как: наличие перспектив работы в компании, высокий уровень заработка, социальные льготы и т.д. В создании благоприятной атмосферы в коллективе руководитель подразделения играет ведущую роль, руководитель должен относиться к своим подчиненным не только как к исполнителям конкретных функций, но и как к личностям, имеющим свои потребности.

Таким образом, можно сделать вывод: снизив уровень текучести кадров, повысив уровень удовлетворенности сотрудников трудом и улучшив социально-психологический климат на предприятии, можно повысить эффективность системы управления персоналом в аэрокосмической отрасли.

System effectiveness of personnel management in the space sphere of Russia

Mazanovа V.S., Semina A.P., Tikhonov A.I.
MAI, Moscow

At the present stage of development of economy efficiency of the entity and the prospect of its development in no small measure depend on a human capital, ability of managers to adapt the internal environment of the company, to motivate personnel on goal achievement of the company. In this connection, efficiency of all entity directly depends on system effectiveness of personnel management. The following factors exert the greatest impact on system effectiveness of personnel management in a space

industry: staff turnover level at the entity, social psychological climate at the entity and satisfaction of employees with working conditions.

Staff turnover — in personnel management the regulation showing how often the worker purchases and loses work. In other words, it shows how long the worker is at the work, it is called still “an index of the turning doors”. The staff turnover is measured by the individual companies for the whole industry. If the worker has higher rate of fluidity in comparison with colleagues, it means that the employee of this company has a smaller average term of a continuance in office, than the same workers from other company or his colleague. The high staff turnover ratio can be harmful to activities of the company if highly skilled workers often leave, and many new personnel appears.

Level of a staff turnover exerts rather negative impact on a personnel management system as departure of employees always involves additional costs on search of a necessary personnel, their adaptation and training. Therefore, one of the priority tasks facing the employees responsible for system effectiveness of personnel management is fixing and deduction of valuable personnel at the entity. Degree of satisfaction with workers with the labor activity directly depends on such aspects as: availability of prospects of work in the company, high level of earnings, social privileges, etc. In creation of the favorable atmosphere in collective the division manager plays the leading role, the head shall treat the subordinates not only as contractors of specific functions, but also to as the persons having the need.

Thus, it is possible to draw a conclusion: having reduced staff turnover level, having increased the level of satisfaction of employees with work and having improved social and psychological climate at the entity, it is possible to increase system effectiveness of personnel management in a space industry.

Влияние применения комбинированных полирезонансных поглотителей звука в цехах на социально-экономические показатели деятельности авиастроительного предприятия

Галкина Е.Е., Кабанов А.В., Малько Л.И.
МАИ, г. Москва

Неудовлетворительные условия труда ведут к значительным финансовым потерям предприятия и государства. Трудовое законодательство требует от работодателя создания благоприятных условий труда на рабочих местах. В то же время, в России затраты, связанные с неудовлетворительными условиями труда ежегодно составляют около 1,6 трлн. руб. На большинстве рабочих мест регистрируются повышенные уровни шума, и, как следствие, 59,5% впервые выявленных профессиональных заболеваний связаны с этим фактором. Проблема уменьшения шума в цехах авиационных предприятий с каждым годом приобретает все большую актуальность и остроту. Мероприятия по снижению производственного шума имеют технико-экономическое, гигиеническое, а также социальное значение и направлены на улучшение условий труда, сохранение здоровья работающих, роста производительности труда, укрепление трудовой дисциплины, сокращение текучести кадров и повышение социальной активности работающих.

Одним из перспективных и эффективных способов уменьшения уровней шума в цехах авиационных предприятий является звукопоглощение.

Эффективность этого метода зависит от рационального выбора звукопоглощающих материалов и конструкций, их расположения в производственных помещениях, в также соответствия их акустических характеристик частотному спектру источника звука. В случаях, когда применение звукопоглощающих плоских облицовок технически не обосновано, используют объемные звукопоглотители. Их преимуществами является акустическая эффективность, возможность локального расположения в зоне действия наибольших уровней шума. Разработанный комбинированный полирезонансный объемный звукопоглотитель представляет собой сложную поглощающую систему, включающую резонансные и активные элементы. Таким образом, он является эффективным на низких и высоких частотах шума, действующих на рабочих местах.

Применение комбинированных полирезонансных объемных звукопоглотителей в цехах авиастроительных предприятий позволит повысить производительность труда на 10-15% за счет роста работоспособности, снизить уровень профессиональной заболеваемости, уменьшить рабочего времени, что положительно скажется на финансовых показателях работы предприятия.

Effect of combined polyresonance sound absorbers in the workshops on the socio-economic performance of the aircraft enterprise

Galkina E.E., Kabanov A. V., Malko L.I.

MAI, Moscow

Unsatisfactory working conditions lead to significant financial losses for the company and the state. Labor law requires the employer to create favorable working conditions in the workplace. At the same time, in Russia the costs associated with poor working conditions annually amount to about 1.6 trillion. rub. Most jobs are registered elevated noise levels, and as a result, 59.5% of new cases of occupational diseases are associated with this factor. The problem of noise reduction in the workshops of the aviation enterprises every year is becoming increasingly important and urgent. Measures to reduce industrial noise are feasibility, hygienic, and social importance, and are aimed at improving working conditions and protecting the health of employees, labor productivity growth, the strengthening of labor discipline, reduction in staff turnover and increase social activity of working.

One of the most promising and effective way to reduce noise levels in workshops aviation enterprises is sound absorption. The effectiveness of this method depends on the rational choice of sound-absorbing materials and structures, their location in the industrial premises, as their compliance with the acoustic characteristics of the frequency spectrum of the sound source. In cases where the use of sound-absorbing flat facings are not technically justified, using volumetric sound absorbers. Their advantage is the acoustic efficiency, the possibility of a local arrangement in the zone of greatest noise. Designed combined polyresonance surround sound absorber is a complex absorbing system comprising resonance and active elements. Thus, it is effective at low and high frequency noise at the workplace.

The use of combined polyresonance volume absorbers in the shops of aircraft building enterprises will increase productivity by 10-15% due to the increase of efficiency, reduce occupational diseases, reduce working hours, which has a positive impact on the financial performance of the enterprise.

Особенности развития машиностроительного комплекса в Российской Федерации

Маньшин М.В., Тихонов Г.В.
МАИ, г. Москва

Новый технологический уклад, основанный на принципах постиндустриальной экономической модели, ставит перед предприятиями, комплексами и отраслями промышленности задачу изменения своих целевых ориентиров. В условиях новой экономики многие фундаментальные положения и закономерности, сформировавшиеся в индустриальную эпоху, не работают. Например, конкурентоспособность и благополучие предприятия на современном этапе зависят, в первую очередь, от эффективности организации производства и управления, от уровня развития познавательных способностей, объема накопленных знаний, от способов их рационального применения. К наиболее важным организационным факторам, оказывающим непосредственное воздействие на успех функционирования предприятия.

Необходимо решать многочисленные задачи по преодолению экспортно-сырьевой модели развития российской экономики и по разработке стратегии инновационного рывка. Именно ориентация на производство конкурентоспособной продукции способна запустить механизм воспроизводства в естественной форме. Необходимо наладить такое промышленное производство, чтобы отечественная продукция была готова на равных конкурировать с зарубежными образцами; предприятиям следует активно накапливать и раскрывать свои интеллектуальные возможности.

Основываясь на системном мышлении, необходимо отметить характерные для постиндустриальной экономики особенности внешней среды предприятия:

1. глобализацию экономических отношений и ужесточение конкуренции;
2. сокращение жизненного цикла изготовления товаров и услуг, ускорение темпов обновления ассортимента предприятия;
3. ускорение процессов возникновения новых технологий и темпов инновационного развития;
4. быстрое развитие новых информационно-коммуникационных технологий и их внедрение в производственную и управленческую сферы деятельности предприятия;
5. возрастание роли нематериальных ресурсов в хозяйственной деятельности предприятия, в особенности человеческого капитала;
6. доминирование интенсивных факторов развития предприятия во всех направлениях повышения эффективности производственной деятельности.

Features of development of machine - building complex in Russia

Manshin M.V., Tikhonov G.V.
MAI, Moscow

There is modern technological direction, which based on post-industrial economic model provides a challenge to businesses, industries to change benchmarking indicators.

The majority of fundamental assumptions and patterns that have formed in the industrial age are irrelevant in the new economy.

For example, the competitiveness and prosperity of the company at this stage, primarily depends on the efficiency of production and management, on the level of cognitive development, the volume of accumulated knowledge, by means of their rational use. Therefore, these are the most important organizational points that have a direct impact on the success of the company.

Have to solve numerous tasks of overcoming of export and raw model of development of the Russian economy and the development strategy of innovative breakthrough. It focus on the production of competitive goods able to start the mechanism of reproduction in natural form. It is necessary to establish such industrial production to domestic products were ready to compete with foreign models; enterprises should actively collect and disclose your intellectual capabilities.

Based on systems thinking, it should be noted is typical for postindustrial economy features of the external environment of the company:

- globalization of economic relations and increased competition;
- reduce the life cycle of the production of goods and services, accelerating the pace of updating of assortment of the enterprise;
- the accelerating emergence of new technologies and the pace of innovative development;
- the rapid development of new information and communication technologies and their implementation in production and managerial spheres of activity of the enterprise;
- the increasing role of intangible resources in business enterprises, particularly the human capital.
- the dominance of intensive factors in the development of enterprise in all directions of increase of efficiency of production activities.

Актуальность и задачи социального менеджмента на предприятиях высокотехнологичных отраслей промышленности

Матешук А.А.
МАИ, г. Москва

Важное значение на данном этапе рыночных реформ имеет разработка современной эффективной системы социального управления предприятием. Основы его разработаны в отечественной науке в советский период. В результате приобщения к западному опыту управления и в ответ на современные проблемы появились новые направления: менеджмент знаний, корпоративная социальная ответственность, коммуникативный менеджмент и др. Назрела потребность объединения множественных социально-управленческих практик в целостное направление социального менеджмента, учитывающее специфику рыночных условий и экономики знаний.

Потенциал социального менеджмента становится очевидным, если систематизировать его множественные практики вокруг обеспечения атрибутивных организационных целей, типология и наименования которых предложены А.И. Пригожиным. В соответствии с целями-ориентациями, которые представляют собой ожидания участников организации, задачи социального менеджмента включают направления, составляющие содержание

социальной политики. Это обеспечение внутреннего единства организации, урегулированности интересов основных социальных групп, вознаграждение и стимулирование труда, социальная защита персонала, создание условий для воспроизводства трудового потенциала, обеспечение привлекательного имиджа организации как работодателя на рынке труда. В соответствии с целями системы задачи социального менеджмента заключаются в обеспечении устойчивости организации во внешней социальной среде. Эта функция в настоящее время реализуется на основе концепции корпоративной социальной ответственности. В соответствии с целями-заданиями функция социального менеджмента – это деятельность по управлению профессиональными ресурсами предприятий, необходимыми для производства рыночного продукта компании. Это работа в области профессионально-квалификационных стандартов, организации труда, командообразование, менеджмент знаний, управление компетенциями как ключевыми для конкурентоспособности общеорганизационными социальными ресурсами.

Таким образом систематизированные функции социального менеджмента носят универсальный характер по отношению к предприятию в целом, создают основу для интеграции интересов работников и руководства, позволяют рассматривать социальный менеджмент как относительно самостоятельное, но органично включенное в общую управленческую деятельность направление по обеспечению социально привлекательного, устойчивого и конкурентоспособного предприятия.

The urgency and tasks of social management at the enterprises of hi-tech industries

Mateshuk A.A.
MAI, Moscow

The important significance at this stage of market reforms has the development of a modern and efficient system of social enterprise management. Its basics are developed in national science in the Soviet period. As a result of initiation to the western experience of management and in response to the current problems, the new areas have arisen: knowledge management, corporate social responsibility, communicative management, etc. There is a need to combine the multiple social and governance practices in a holistic approach of social management, taking into account the specifics of the market conditions and the knowledge economy.

Social management potential becomes obvious if we organize its multiple practices around the provision of the attribute organizational objectives, the typology and names of which are offered by A.I. Prigozhin. In accordance with the objectives-orientations, which constitute expectations of the organization members, the social management tasks include the approaches that make up the content of social policy. This is the provision of internal unity of organization, the settlement of interests of major social groups, remunerations and work induction, social protection of personnel, creation of conditions for the reproduction of labor potential, providing an attractive image of the organization as of the employer in the labor market. In accordance with the system objectives the tasks of social management are to ensure the stability of the organization in the external social environment. This feature is currently implemented on the basis of corporate social responsibility concept. In accordance with the

objectives-tasks the function of social management is the management activity of enterprises professional resources, which are necessary for the production of the company's commercial product. This is the work in the field of occupational standards, labor organization, team building, knowledge management, competency management as a key to the competitiveness of the corporate social resources.

Thus the systematic functions of social management are universal in relation to the enterprise as a whole, they form the basis for the integration of the interests of workers and directorship, allow considering the social management as a relatively independent but organically included in the overall management activity approach to ensure the social attractive, sustainable and competitive enterprise.

Применение профессиональных стандартов в практику работы ОАО МАК «Когалым»

Михалик В.И.
МАИ, г. Москва

Развитие производств и технологий, а также научно технический прогресс в целом вместе с изменяющимся рынком труда требуют постоянного развития профессиональных навыков и компетенций работника. Квалификационные справочники в свою очередь устаревают, так как в них либо совсем нет новых профессий, либо их описание не соответствует действительности. Именно поэтому появилась необходимость изменения действующей системы квалификации, а именно, замена Единого тарифно-квалификационного справочника работ и профессий рабочих (ЕТКС) и Единого квалификационного справочника должностей руководителей, специалистов и служащих (ЕКС) системой профессиональных стандартов.

В связи с этим, 1 июля 2016 года вступили в силу поправки в Трудовой кодекс, согласно которым работодатели обязаны применять профессиональные стандарты в части тех требований к квалификации работников, которые установлены в ТК РФ, иных нормативных правовых актах.

Актуальность моей темы подтверждает тот факт, что на данный момент, разработанные и утвержденные проф. стандарты в авиационной отрасли практически отсутствуют, но некоторые профессии аэропортового персонала схожи с профессиями в других отраслях, по которым уже подготовлены профессиональные стандарты. Поэтому на примере проф. стандарта «Специалиста по управлению персоналом» в данной работе хотелось бы разъяснить алгоритм работы с профессиональными стандартами.

Этот алгоритм был практически применен при прохождении производственной практики в аэропорту города Когалым. Он включает в себя следующие этапы:

1. Проверка соответствия наименований должностей профессиональному стандарту, при несоответствии предложить вариант названия имеющихся должностей в соответствии с профессиональным стандартом;

2. Проверка должностных обязанностей работников службы персонала на соответствие трудовым функциям и трудовым действиям этих специалистов, прописанным в стандарте;

3. Написание рекомендаций для внесения соответствующих изменений в трудовые договоры, должностные инструкции, штатное расписание. При

необходимости провести аттестацию работников службы персонала и оценить, насколько они соответствуют квалификационным требованиям, прописанным в профессиональном стандарте.

Application of professional standards in the practice of the international airport “Kogalym”

Michalik V.I.
MAI, Moscow

The development of industries and technologies, as well as scientific and technological progress as a whole, along with the changing labor market requires continuous development of employee skills and competencies. Qualifying directories in turn become obsolete, because they either do not have a new profession, or their description does not match reality. That is why there was a need to change the existing qualification system, namely, the replacement of the single tariff-qualifying directory of works and trades workers (ETCS) and the Common qualification handbook for managers, professionals and employees (CEN) system of professional standards.

In connection with this, July 1, 2016 entered into force amendments to the Labour Code, according to which employers are required to apply professional standards regarding the qualification requirements for workers, which are established in the Labour Code and other regulations.

The urgency of my theme confirms the fact that at present, developed and approved by the professor. standards in the aviation industry are virtually absent, but some airport personnel profession professions are similar to other industries, which have been prepared professional standards. Therefore, the example of prof. standard "HR Manager" in this paper, I would like to explain the algorithm to work with professional standards.

This algorithm has been practically applied in practical training in the Kogalym airport. It includes the following steps:

1. To verify compliance with the job title of professional standards, offer the option for non-compliance of existing titles of posts in accordance with professional standards;
2. Check the job service staff workers to meet labor function and labor activities of these professionals are registered in the standard;
3. Writing of recommendations to make the appropriate changes to the employment contracts, job descriptions, staffing. If necessary, carry out certification of service personnel and workers to assess whether they meet the qualification requirements spelled out in the professional standard.

Модернизация Web-сайта научно-технической библиотеки Московского авиационного института

Михасева Е.М.
МАИ, г. Москва

Целью доклада является усовершенствование и внесения корректировок в уже существующий сайт научно-технической библиотеки МАИ.

Научно-техническая библиотека МАИ является одной из крупнейших вузовских библиотек страны. В библиотеке сформированы принципы

универсального комплектования фонда, как традиционными материалами, так и на электронные ресурсы. Библиотека активно внедряет новые информационные системы. На основе этого создан электронный каталог, который включает в себя книги, ГОСТы, периодические издания, статьи из серийных изданий, труды сотрудников университета. На данный момент, электронный сайт библиотеки МАИ является слаженной информационно–библиотечной системой данных.

Но также существуют некоторые недостатки:

1. Первым впечатлением о сайте, всегда, является дизайн. Ведь, когда пользователь попадает на главную страницу, у него всегда должно быть желание остаться на сайте и продолжить с ним работу.

2. Недоработкой так же является его ориентация. Наличие справа вертикальной навигации на основных запрашиваемых пользователем ресурсов неудобна из-за того, что по умолчанию в Глобальной сети Интернет сложились своего рода унифицированные правила размещения ссылок.

3. При использовании данного ресурса на мобильных устройствах, происходит сдвиг поисковой системы и наложение картинок, что в следствии, мешает работе на сайте.

Для решения данных задач, предлагается модернизация старого сайта научно-технической библиотеки МАИ с использованием высокоуровневых языков программирования, а так же с помощью ресурса Joomla и Google компоненты. Выбор данной платформы объясняется его доступностью и широко используемостью.

Провести опросы среди студентов и сотрудников о предложениях и пожеланиях усовершенствования сайта научно–технической библиотеки МАИ, с использованием современных тенденций оформления.

Upgrading Web-site of the Moscow Aviation Institute of Science and Technology Library

Mikhaseva E.M.

MAI, Moscow

The aim of the report is to improve and to make adjustments to the existing site Scientific and technical library of the MAI.

Scientific-technical library MAI is one of the largest university libraries in the country. The library formed the principles of universal acquisition fund as traditional materials and on electronic resources. The library is actively implementing new information systems. On the basis of this electronic catalog created, which includes books, state standards, periodicals, articles from serial publications, works of university staff. At this point, the electronic website of MAI library is well-organized information and library information system.

But there are also some disadvantages:

1. The first impression of the site, always, is the design. After all, when a user hits the home page, it must always be willing to stay on site and continue working with it.

2. Flaws in the same way is its focus. The presence of the right vertical navigation on the main resources requested by the user is inconvenient because of the fact that the default global Internet have developed a kind of unified rules of placement of links.

3. If you are using this resource on mobile devices, there is a shift in the search engine and the imposition of images that in consequence, hinder the work on the site.

To solve these problems, it is proposed modernization of the old site of scientific and technical MAI library using high-level programming languages, as well as with the help of Joomla and Google share components. The choice of this platform due to its accessibility and widely used.

Conduct surveys among students and staff about the proposals and suggestions to improve the site Scientific and technical library of the MAI, with modern design trends.

Управление персоналом в условиях кризиса: проблемы и решения

Алексеева П.А., Насонова Е.И.

МАИ, г. Москва

На сегодняшний день мировой финансовый кризис является важнейшим фактором, оказывающих влияние на развитие организаций и предприятий, следовательно, в данной ситуации качество управления персоналом имеет важнейшее значение. В представленной работе перечислены основные проблемы в процессе управления персоналом при условиях кризиса. Тем не менее, у каждой проблемы определено присутствует то или иное решение, позволяющее «смягчить удар» от последствий кризиса. Ими являются:

1. Большинство менеджеров начинают сокращать зарплаты своим сотрудникам.

Как решать? Сокращений зарплат в условиях экономического кризиса на предприятии не избежать. Однако, следует отметить, что можно провести часть сокращений затрат на компенсационный пакет. Еще одним вариантом может являться уменьшение рабочего дня, рабочей недели, отпуска без содержания. По мнению Ирины Скитязевой, консультанта компании «ПАКК» (Москва). Такие меры не столь болезненно воспринимаются сотрудниками, а организация существенно экономит без ущерба для обстановки в коллективе.

2. Сокращения штата в большинстве компаний проводятся не продумано.

Как решать? Здесь оптимально использовать формулу «20:70:10» для персонала.

3. Часто допускаемая ошибка для основной массы руководителей - «информационная изоляция» персонала своей компании.

Как решать? Менеджеру следует использовать весь диапазон доступных средств для распространения и предоставления информации: совещания, встречи, планерки, неформальные мероприятия, Интернет. Так же для менеджера важно обозначить, какая именно информация будет положительно отражаться на коллективе, а какая не принесет пользы.

4. Выжить в кризис без мотивации сотрудников не представляется возможным.

Как решать? Мотивация, как материальная, так и нематериальная может стать более адресной. Так же, следует контролировать то, чтобы материальное стимулирование было неразрывно связано с измеримыми показателями, отражающими выполнение поставленных задач. Кризис подталкивает в первую очередь руководителей, а также HR-менеджеров работать, отходя от прежних стандартов, что позволит пережить это трудное время. Особое отношение

должно быть у руководителя к главному ресурсу, без которого продвижение организации вперед не произойдет, – своим сотрудникам и подчиненным. Самым оптимальным способом воздействия на персонал будет совокупность использования личностных характеристик руководителя, таких как харизма, и множества средств коммуникации. Только в данной ситуации персонал будет чувствовать отношение руководства к себе и станет работать с максимальной отдачей.

HR Management in times of crisis: challenges and solutions

Alekseeva P.A., Nasonova E.I.

MAI, Moscow

Nowadays the Global Financial Crisis is the main factor having an impact on the development of organizations and enterprises. Consequently the quality of human resource management is essential in this situation. This report lists the fundamental problems in the process of human resource management during the Crisis. Nevertheless, every problem has a particular solution to allow “soften the blow” of the Crisis. Problems and their solutions are written below.

1. The majority of managers are beginning to cut salaries to their employees.

How to deal with this problem? It is impossible to avoid cutting salaries in times of crisis. It should be noted that it is possible to spend part of expenses cuts in the compensation package. One more option is the shortening of the working day or week, as well as unpaid leave. Such measures are not so painfully accepted by employees, and the organization saves a lot of money without negative consequences for staff.

2. Abridgment happens thoughtlessly by head’s of companies.

How to deal with this problem? Formula “20:70:10” is the best solution for staff in this case.

3. The bulk of the leaders often allow the “information isolation” of the personnel of companies.

How to deal with this problem? HR-manager should use the whole range of available tools for distribution and the provision of information: meeting, appointment, informal events, the Internet. Managers should understand which kind of information must be conveyed to subordinates.

4. Motivation for employees is significant in times of crisis.

How to deal with this problem? Tangible and intangible motivation of employees shall be more targeted. Moreover, financial incentives should be linked to measurable indicators, reflecting the fulfillment of tasks. The crisis encourages heads and HR-managers to work on a new, so this approach allows them to go through a difficult time. Organization development is not possible without the staff, the head must be particularly relevant to its main resource. The best way to impact on employees is a set of personal characteristics of the head, such as charisma, and a variety of communication tools. Only in this situation, personnel will feel the attitude of management to them and will work with the maximum efficiency.

Развитие инновационной деятельности предприятий авиационной промышленности

Тихонов В.А., Новиков А.С.

ГУУ, МАИ, г. Москва

Развитие научно-технического прогресса требует от современных предприятий постоянного усовершенствования производства и применения инновационных технологий. Для модернизации отечественной экономики необходимо ликвидировать инновационное и технологическое отставания, создать высокотехнологичные производства и подготовить квалифицированные профессиональные кадры. В связи с системными изменениями на смену традиционным профессиям приходят принципиально новые, позволяющие внедрять новые стандарты управления проектами, новые технологии проектирования и разработки, методы параллельного проектирования, CALS-технологии, более совершенные методы управления производством и поставками, развития послепродажного обслуживания.

Одной из самых высокотехнологичных, научно-производственных отраслей российской экономики, производящей конкурентоспособную, и даже превосходящую западные аналоги продукцию, является авиационная промышленность. Есть, к сожалению, и проблемы, связанные с состоянием производственной базы, отсутствием программ активизации инновационной деятельности, дефицитом инвестиционных и иных ресурсов. На основе научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ надо развивать материально-техническую базу предприятий, модернизировать производства, заниматься маркетингом, сбытом и ремонтно-сервисной деятельности для сохранения благоприятного конкурентного положения на мировом рынке.

С целью повышения конкурентоспособности выпускаемой в нашей стране продукции на основе реализации инновационного потенциала принята Государственная программа Российской Федерации «Развитие авиационной промышленности». Для её выполнения необходимо решить ряд важных задач. Прежде всего надо сформировать современную научно-техническую и технологическую базу для создания перспективной авиационной техники. На эти цели государство готово выделить до 2025 года более 714 млрд. руб. бюджетных ассигнований. За это время требуется построить около 3450 самолётов, 6100 вертолёт, более 36 000 двигателей. Предусмотрено повышение доли инновационной продукции в общем объеме произведенной продукции, увеличение производительности труда, создание и модернизация высокопроизводительных рабочих мест а также совершенствование организации производства и выведение ряда второстепенных производств в аутсорсинг, в том числе в рамках кластеров.

Development of innovative activity of the enterprises in aviation industry

Tikhonov V.A., Novikov A.S.
SUM, MAI, Moscow

The development of scientific and technical progress requires constant improvement of modern enterprise production and using of innovative technologies. For the modernization of the national economy it is necessary to eliminate the backlog of technological innovation, create high-tech industries and prepare qualified professionals. In connection with the systemic changes to replace the traditional professions come entirely new, which allow to introduce new standards for project management, new

technologies for design and development, methods of concurrent engineering, CALS-technology, more advanced methods of production management and supply of after-sales service

One of the most high-tech, research and production sectors of the Russian economy, producing a competitive and even superior to their foreign counterparts products, is the aviation industry. There is, unfortunately, the problems associated with the state of the production base, the lack of software innovation activity, lack of investment and other resources. On the basis of research and development work necessary to develop the material and technical base of enterprises, to modernize production, engage in marketing, sales, repair and service activities for the preservation of a favorable competitive position in the global market.

State program of the Russian Federation "Development of the aviation industry" is adopted in order to increase the competitiveness of domestic products on the basis of realization of innovative potential. For its implementation it is necessary to solve important problems pleased. First of all it is necessary to create a modern scientific, technical and technological base to create a promising aircraft. For this purpose, the government is ready to allocate up to 2025 more than 714 billion. Rub. budgetary allocations. During this time it is required to construct about 3450 planes, 6100 helicopters, more than 36 000 engines. Increase in a share of innovative products in a total amount of the made products, work performance improvement, creation and upgrade of high-productive workplaces a also enhancement of production organization and removal of a number of minor productions is provided in outsourcing, including within clusters.

Повышение эффективности деятельности предприятий РКП

Орлов И.И.
МАИ, г. Москва

Ни для кого не секрет, что в большинстве секторов рынка появились проблемы экономического характера. Сокращается производство, доходы, количество предприятий и промышленников. Рынок ракетно- космических услуг эта проблема тоже не обошла стороной. Но надо отдать должное: РКП сейчас находится в наилучшем, по сравнению с «былыми временами», состоянии.

Предприятия работают, количество специалистов увеличивается и, практически, во всех сегментах рынка РКП наша страна занимает лидирующие позиции. Стоит отметить, что наши товары и услуги продолжают быть наиболее востребованными в мире.

Но, нельзя не обратить внимание на колоссальное количество проблем, которые остались с тех самых, «былых» времен, ведь прогресс идет не семимильными шагами. Приятно, что предприятия работают и производят продукты, но встает вопрос о эффективности. Те самые проблемы, не дают в полной мере воспользоваться теми ресурсами, что мы имеем на данном этапе развития.

Развивающиеся экономики мира пытаются догнать и перегнать наши разработки. Конечно, пока они только в позиции догоняющего, но не за горами время, когда они станут нашими полноценными конкурентами.

Прогнозируя данный факт, нам нужно повысить эффективность работы предприятий и создать новые технологии.

Ни для кого не секрет, что большинство наших нынешних технологий разработаны более 25 лет назад. Более того, на лицо зависимость от импортных продуктов в РКП. Эти факторы, в дальнейшем, могут отрицательно сказаться на рынке РКП для Российских предприятий.

Проблема в том, что мы пользуемся старыми разработками. Качественными, модернизируемыми, но без инноваций.

Многие наши конкуренты ведут разработки двигателей, ракетополетителей. Если ничего не предпринять, то вскоре нам нечем будет конкурировать.

В целом, Российская Федерация в рейтинге стран по количеству предоставляемых услуг ДЗЗ имеет 1% от общего числа, что вызвано общим состоянием отечественной группировки КА ДЗЗ. В частности, даже на внутреннем рынке (10 процентов от мирового) отечественные источники информации занимают не более 10 процентов.

Особенно усложняет ситуацию то обстоятельство, что в 2014 году мировой лидер в лице компании DigitalGlobe имеет возможность предоставлять снимки в 30 сантиметровом разрешении (предельное значение составляет 15-20 сантиметров в зависимости от состояния атмосферы), что для отечественных аппаратов по состоянию на 2014 год являлось недостижимым.

Нужно развивать этот рынок, вкладывать деньги в новые разработки, дабы быть достойным конкурентом.

Мировым лидером рынка ДЗЗ остается США с большим количеством предложений и спросом. Для нас, страны первого человека в космосе, Родины Циолковского – такое положение дел – недопустимо

Increasing efficiency of enterprises RCP

Orlov I.I.

MAI, Moscow

It's no secret that there were economic problems in most sectors of the market. Reduced production, revenue, number of enterprises and industry. Market missile and space services, this problem is also not spared. But we must pay tribute: RCP is in the best, compared to the "erstwhile times," the state.

Companies are working, the number of specialists increased and, in practice, in our country is a leader of the RCP market segments. It is worth noting that our products and services continue to be the most popular in the world.

But, it is impossible not to draw attention to the enormous number of problems that were ever, "the old days", because there is no progress by leaps and bounds. It's nice that businesses operate and produce products, but there is a question of efficiency. The same problems do not allow taking full advantage of the resources that we have at this stage of development.

In my opinion, if our industry does not change the attitude to work, then we have every chance of losing its competitive edge.

The developing economies of the world are trying to catch up with and surpass our development. Of course, while they are only in the catching position, but not far off the time when they will become our full-fledged competition.

Anticipating this fact, we need to improve the efficiency of enterprises and create new technologies.

It's no secret that the majority of our present technology developed over 25 years ago. Moreover, in the face of the dependence on imported products in the RCP. These factors, in future, could adversely affect the market for the RCP Russian enterprises.

The problem is that we use the old workings. High quality, modernized, but without innovation.

Many of our competitors are developing engines, launch vehicles. If nothing is done, then soon we will have nothing to compete.

In general, the Russian Federation in the ranking of countries in terms of the services provided by the ERS has 1% of the total, which is caused by the general state of the domestic groups ERS satellites. In particular, even in the domestic market (10 percent of the world), domestic sources of information do not occupy more than 10 percent.

Especially it complicates the situation is the fact that in 2014 the world leader in the person of DigitalGlobe imagery is able to provide a 30 centimeter resolution (limit is 15-20 centimeters, depending on the state of the atmosphere), which for domestic vehicles as of 2014 was unattainable.

We need to develop this market, investing in new developments in order to be a worthy competitor.

World market leader in remote sensing is the United States with a large number of supply and demand. For us, the country's first human in space, Homeland Tsiolkovskogo- this situation -nedopustimo

Технико-экономическое обоснование производства легких самолетов в РФ

Падалица Д.И.
МАИ, г. Москва

В данном исследовании для технико-экономического обоснования используется программа развития парка самолетов, сочетающая в себе одновременно несколько подходов (ремоторизация парка самолетов Ан-2 и в дальнейшем реализация проекта создания новых многоцелевых самолетов на 7-9, 10-14 и 15-19 мест), базирующихся на данных ГосНИИГА и СибНИА.

Чтобы оценить эффективность проектов использовались признанные в мире критерии оценки эффективности инвестиционных проектов - чистая текущая стоимость (NPV), внутренняя норма доходности (IRR) и простой срок окупаемости (PP). В результате расчета были получены значения используемых критериев для дальнейшего анализа проектов ремоторизации парка самолетов Ан-2, а также создания самолетов вместимостью 7-9, 10-14 и 15-19 мест.

В результате анализа была выполнена оценка возможной финансовой прибыли вероятных инвесторов (около 450 млн. \$) в результате реализации предлагаемого проекта по обновлению парка легких самолетов.

Основным выводом данной работы можно считать необходимость участия государства в осуществлении таких проектов как ключевого игрока, без которого реализация намеченных целей маловероятна (и для которого эти проекты важны с политической, социальной и экономической точек зрения) в связи с достаточно большим объемом необходимых инвестиций.

Доклад подготовлен при финансовой поддержке РГНФ. Грант № 15-02-00478.

Feasibility study of commuter aircraft's production in Russian Federation

Padalitsa D.I.
MAI, Moscow

In the research the program of development of the commuter aircraft's fleet was employed based on The State Scientific Research Institute of Civil Aviation and Siberian Aeronautical Research Institute data which combines at the same time some approaches (remotorization of Antonov 2 and production of new 7-9, 10-14, 15-19 passengers aircraft).

The common criteria were employed to evaluate performance of the investment projects such as NPV, IRR and PP. Consequently, values of the criteria were used in order to analyze performance of the projects.

As a result, investor's profit from realization of the project was evaluated (450 million \$).

The conclusion of the research is necessity of the government participation in realization of these projects as a main player because of an investment size.

The research was made using financial support of RNSF. Grant № 15-02-00478.

Управление жизненным циклом продукции: требования к функциональным модулям логистики снабжения

Падалко С.Н., Степаненко А.Ю.
МАИ, г. Москва

В представленной работе приведены результаты анализа состава функций модуля логистики как компонента современной системы управления ресурсами предприятия (ERP-системы). Данный модуль рассматривается с точки зрения решения задач материально-технического обеспечения на этапе производства аэрокосмической техники, а также обеспечения её готовности на этапе эксплуатации.

Производство современного предприятия авиационно-космической отрасли в соответствии с Государственными стандартами должна быть прослеживаема на каждом этапе жизненного цикла, включая этап материально-технического снабжения производства необходимым сырьем, полуфабрикатами и вспомогательными материалами. В процессе ведения заготовительной деятельности необходимо фиксировать критические параметры компонентов будущей продукции и предоставлять эту информацию в необходимом виде. В качестве таких параметров могут выступать: данные о поставщиках сырья и комплектующих, данные о номенклатуре и партиях закупаемых материалов (номенклатурные номера материалов, сертификаты качества на партию, номера плавов и сроки годности для партии, заводские (серийные) номера комплектующих и т.п.).

Особое внимание уделяется задачам контроля качества закупаемой продукции, а именно: ведения контрольных точек, контрольных признаков и полей их допуска, регистрации измерений и выявленных несоответствий, управления выявленными несоответствиями, включая претензионную работу. Также выделяется функция, связанная с регистрацией, при необходимости,

сопровождающих закупаемую продукцию документов (такие, например, как сертификаты качества), их хранение и обработка соответствующей информации.

Проанализирован функциональный состав модулей логистики современных ERP-систем, которые функционируют на предприятиях авиационно-космической отрасли: модуль материально-технического обеспечения и модуль складской логистики, а также смежные модули. Выявлен так называемый функциональный дефицит и сформированы требования к функциям логистических модулей для решения задач управления жизненным циклом продукции на этапе материально-технического снабжения.

Product lifecycle management: supply chain logistics functional modules, requirements

Padalko S.N., Stepanenko A.Y.
MAI, Moscow

The article represents the analysis of logistics module functions as a component of a modern enterprise resource planning (ERP) system. This module is considered to resolve tasks of logistics in the production phase of aerospace industry products and ensure its readiness for the operational phase.

Products of modern enterprises of the aerospace industry in accordance with State standards must be traceable at each stage of its lifecycle, including the supply chain of necessary raw materials, semi-finished products and auxiliary materials. In the process of conducting procurement activities it is necessary to trace the critical component parameters of future products and to provide this information in the required form. As such the following parameters can be used: data on suppliers of raw materials and components, information about the nomenclature and the batches of purchased materials (stock part numbers, quality certificates for a batch, expiration dates for the batch and other batch characteristics, the factory (serial) numbers of components, etc.).

Special attention is paid to quality control of purchased products, namely the reference control points, inspection characteristics and fields of their admission, recording of measurements and identified gaps, manage identified nonconformities, including handling complaints. Also a function relating to registration, if necessary, accompanying purchased products documents (such as certificates of quality), storage and processing of relevant information, is considered.

The functional scope of the modern ERP systems logistics modules was analyzed, which operate at the aerospace industry enterprises: purchasing logistics module, warehousing logistics module and related modules. Functional gaps were identified and requirements defined for functions and logistics modules to support the final product lifecycle management tasks.

Совершенствование мотивационной политики на авиационном предприятии

Платунова О.О., Просвирина Н.В.
МАИ, г. Москва

В современных условиях рыночной экономики роль «человеческого фактора» является ключевым фактором для повышения производительности труда,

эффективности и конкурентоспособности любых предприятий. Знание и понимание типологии людей, их стремлений – залог успеха реализации целей авиационного предприятия. Актуальность данной темы заключается в том, что управление человеческими ресурсами определяется пониманием мотивации. Если руководитель будет ясно видеть, что движет работниками, чего они хотят – то, благодаря этому, будет легче преследовать и выполнять задачи организации.

Первоначально, для совершенствования мотивационной политики руководителю нужно составить анонимные анкеты и опросы для персонала для того, чтобы узнать реальную картину на предприятии. Результаты, полученные в ходе регулярно проводимых опросов, позволяют сопоставить и выявить степень удовлетворенности отдельными сторонами работы для разных категорий работников. Исходя из чего, можно сделать выводы о тех или иных неблагоприятных тенденциях, нуждающихся в корректирующих воздействиях со стороны предприятия и руководителя. После проведения анкетирования и опросов следует сформировать базу статистических данных, подвести итоги, на основании которых сделать выводы о наиболее уязвимых местах, требующих модернизации и корректировки. Одной из составляющих компонентов совершенствования мотивационной политики будут теории «Х» и «У» Макгрегора. Это необходимо для того, чтобы понять атмосферу в коллективе, взаимоотношения работников друг с другом и непосредственным руководителем. Данная теория поможет понять, к какому типу относится тот или иной работник, и какой подход к нему стоит применять. Другой составляющей является рассмотрение типологий человека, на основании которых будут лучше пониматься различия между людьми, их поведение и поступки.

Практическая значимость работы заключается в выявлении проблем и разработке рекомендаций по совершенствованию мотивационной политики на предприятиях авиационной отрасли, опираясь на потребности и ожидания работников, согласованные с целями и задачами компании. Предложенные мероприятия позволят развить кадровый потенциал, избежать разногласий и конфликтов в коллективе, наладить отношения между руководителем и работниками, снизить текучесть кадров, повысить стремления и заинтересованность сотрудников в достижении корпоративных целей и высоких результатов деятельности, повысить производительность и качество труда, что, несомненно, является важной составляющей в развитии авиационных предприятий.

Improvement of motivational policy on aviation enterprise

Platunova O.O., Prosvirina N.V.
MAI, Moscow

In modern conditions of market economy the role of “a human factor” is a key factor for performance improvement of work, efficiency and competitiveness of any entities. Knowledge and understanding of a typology of people, their aspirations – the key to success of implementation are more whole than the air enterprise. Relevance of this subject is that human resources management is determined by understanding of

motivation. If the head sees clearly that he moves workers what they want – that, thanks to it, will easier pursue and carry out tasks of the organization.

Originally, for enhancement of motivational policy the head needs to constitute anonymous questionnaires and polls for personnel to learn a real picture at the entity. The results received during regularly conducted surveys allow comparing and revealing degree of satisfaction with the separate parties of work for different employee categories. Proceeding from what, it is possible to draw conclusions on these or those unfortunate trends needing the adjusting impacts from the entity and the head. After carrying out questioning and polls it is necessary to create base of statistical data, to sum up the results based on which to draw conclusions on the weakest spots requiring upgrade and adjustment. One of the constituting components of enhancement of motivational policy McGregor will have theories of "X" and. It is necessary to understand the atmosphere in collective, relations of workers with each other and the direct head. This theory will help to understand what type this or that worker and what approach to it should be applied treats. Other component is consideration of typologies of the person based on which distinctions between people, their behavior and acts will be better understood.

The practical importance of work consists in identification of problems and development of recommendations about enhancement of motivational policy at the entities of an airline industry, relying on the needs and expectations of workers approved with the purposes and tasks of the company. The offered actions will allow to develop personnel potential, to avoid disagreements and the conflicts in collective, to improve the relations between the head and workers, to lower a staff turnover, to increase aspirations and interest of employees in achievement of the corporate purposes and good results of activities, to increase performance and quality of work that, undoubtedly, is an important component in development of the air enterprises.

Проектное управление как базовая дисциплина для изучения в технических вузах

Поволоцкая И.В.
Mirantis, г. Москва

Целью данной работы является рассмотрение проектного управления в качестве базовой дисциплины для студентов инженерных специальностей в высших учебных заведениях.

В данной работе будет проанализирована сущность проекта (тройственное ограничение сроки-стоимость-состав, а также уникальность и удовлетворенность заказчика), его отличие от процесса и операционной работы.

Кроме того, будут проанализированы общедоступные показатели (метрики) проектов, проводимых на территории Российской Федерации, из различных инженерных областей (строительство, разработка программного обеспечения), в частности, стоимость (первичная оценка/итоговая), продолжительность (первичная оценка/итоговая).

Работа раскроет такие понятия, как методология ведения проекта и рассмотрит типы методологий (т.н. «гибкие» и «тяжелые»), принцип их выбора для различных технологических отраслей (государственный сектор, информационные технологии, в частности, заказная и продуктовая разработка).

В качестве примеров, будут рассмотрены мировые стандарты управления проектами (PMBoK, Scrum) и области знаний для управления проектами.

В заключение, автор остановится на анализе типов организаций, наиболее благоприятных для развития карьеры в области проектного управления (т.н. матричные), а также обратится к важности развития личных навыков (soft skills) для более эффективного управления проектами и командой.

Project management as the baseline course in the higher engineering education

Povolotskaya I.V.
Mirantis, Moscow

The goal of this proposal is to analyze why project management could be considered as a critical course for higher engineering education.

Firstly, the proposal will cover the following issues and their difference:

- Project as a unique entity (limited with cost, scope, timeline and dependent on customer satisfaction)
- Process (as repeated procedure with no limitations)

Secondly, the article will provide available metrics on projects held in the Russian Federations, from the different fields (construction, software development). The metrics will cover:

- Cost (initially estimated vs final)
- Duration (initially estimated vs final)

The article will provide more insight on project management methodologies and their types (agile vs waterfall), the way of choosing between them for project management, driven in different areas (government, software development).

The widely used standards of project management will be provided as an example (e.g. PMBoK), alongside the corresponding organizations with their certification programs (e.g. PMI, SOVNET).

Finally, the proposal will incorporate the types of companies, split according to the way of handling project management (e.g. matrix organization); it will also cover the importance of developing soft skills and how they influence careers in project management.

Разработка методики прогнозирования потребностей рынка в продукции предприятий авиационного двигателестроения

Просвирина Н.В., Тихонов А.И.
МАИ, г. Москва

В условиях рыночной экономики эффективная деятельность предприятий в значительной степени зависит от того, насколько достоверно они прогнозируют перспективу своего развития. Традиционные эконометрические методы прогнозирования спроса на авиационную технику, основанные на построении экстраполяции трендов спроса, становятся принципиально неприменимыми в связи с быстро меняющимися условиями рынка. Ожидается, что в ближайшие несколько лет будут происходить события, которые непосредственно повлияют на конъюнктуру в отрасли: масштабная реструктуризация российской

авиационной промышленности, начало массового выпуска самолетов и авиадвигателей пятого поколения и т.д.

В связи с тем, что простейшие методы трендового прогнозирования становятся неприменимыми, то предпринимается множество попыток их усовершенствовать для возможности более корректно оценить общую потребность эксплуатирующих организаций в закупке авиационной техники. Если рассматривать прогноз спроса на продукцию российской авиапромышленности на основе баланса ввода и выбытия провозных мощностей, который учитывает распределение парка российских авиакомпаний по срокам службы и остатку ресурса, интенсивность выработки ресурса, то можно отметить, что при современном уровне развития технологий ремонта, когда постепенно заменяются отдельные элементы конструкции, теоретически, может вообще не происходить списания изделия по причине выработки ресурса. В то же время эксплуатация авиатехники может быть прекращена и до выработки физического ресурса по причине морального старения. Также эксплуатирующие организации могут отдать предпочтение модернизации имеющегося парка вместо приобретения новых воздушных судов и авиадвигателей. Так как авиадвигатель является лишь элементом воздушного судна, то это добавляет дополнительную сложность при прогнозировании спроса на продукцию авиационного двигателестроения по сравнению с продукцией самолетостроения. При этом покупателями авиадвигателей могут быть: авиастроительные компании, авиаремонтные предприятия, авиакомпании и лизинговые компании.

В современных условиях метод прогнозирования спроса, основанный на непосредственном анализе процесса выбора заказчиками наиболее эффективных поставщиков авиатехники и различных видов ее послепродажного обслуживания, становится наиболее обоснованным. Экономико-математическое моделирование поведения предполагаемых заказчиков необходимо дополнять активным взаимодействием с ними посредством набора маркетинговых мероприятий.

The development of prediction methods of the market demands for products of enterprises of aviation engine

Prosvirina N. V., Tikhonov A. I.

MAI, Moscow

In the conditions of market economy effective activities of the entities substantially depend on that, how authentically they predict the prospect of the development. The traditional econometric forecasting methods of demand for aviation engineering based on creation of extrapolation of trends of demand become essentially inapplicable in connection with quickly changing market conditions. It is expected that in the next several years there will be events which will directly affect an environment in an industry: large-scale restructuring of the Russian aviation industry, beginning of mass release of planes and aircraft engines of the fifth generation, etc.

Because the simplest methods of trend forecasting become inapplicable, the set of attempts to enhance them for an opportunity more correctly to estimate a gross requirement of the operating organizations in purchase of aviation engineering is made. If to consider a demand forecast on products of the Russian aircraft industry on

the basis of balance of input and disposal of carrying capacities which considers distribution of the park of the Russian airlines on service life and a remaining balance of a resource, intensity of development of a resource then it is possible to note that in case of the modern level of development of technologies of repair when separate elements of a design are gradually replaced, theoretically, there can not be no write-off of a product because of development of a resource at all. At the same time exploitation of aviation equipment can be stopped also before development of a physical resource because of an obsolescence. Also operating organizations can give preference to upgrade of the available park instead of acquisition of new air vehicles and aircraft engines. As the aircraft engine is only an element of the air vehicle, it adds additional complexity in case of demand forecasting on products of aviation engine-building in comparison with aircraft construction products. At the same time can be buyers of aircraft engines: aircraft-building companies, aircraft repair entities, airlines and leasing companies.

In modern conditions the demand forecasting method based on the direct analysis of selection process by customers of the most effective suppliers of aviation equipment and different types of its after-sale service becomes the most reasonable. Economic-mathematical behavior modeling of expected customers needs to be supplemented with active interaction with them by means of a set of marketing efforts.

Нормативно-правовые основы осуществления закупок инновационной и высокотехнологичной продукции

Романичева Е.Д., Новиков С.В.

МАИ, г. Москва

Целью данного исследования является анализ существующих методов реализации конкурсных закупок инновационной продукции, определение наиболее продуктивных подходов к осуществлению данных процедур в рамках существующего законодательства.

В современной экономике России взаимоотношения между исполнителем работ (услуг) и заказчиком регулируют следующие нормативные и законодательные документы:

- Конституция РФ
- Бюджетный и гражданский кодексы РФ
- Антимонопольное и бюджетное законодательства
- Международные соглашения РФ
- Нормативно-правовые акты органов исполнительной власти и местного самоуправления
- Законодательство о размещении заказов, в т.ч.: ФЗ №44-ФЗ "О контрактной системе в сфере закупок товаров, работ, услуг для обеспечения государственных и муниципальных нужд" от 5 апреля 2013 г.

В период перехода от сырьевой экономики к высокотехнологичной, особое внимание стоит уделить проблеме осуществления государственных закупок в сфере инноваций. Для ее решения предпринимаются ряд мер, в частности, принят Федеральный закон от 18 июля 2011 г. № 223-ФЗ, в соответствии с которым компании с государственным участием обязаны формировать и размещать на своих официальных сайтах планы закупки, в том числе и инновационной, высокотехнологичной продукции на период от 5 до 7 лет, а

критерии отнесения товаров, работ, услуг к инновационной продукции и (или) высокотехнологичной продукции для целей формирования плана закупки такой продукции устанавливаются федеральными органами исполнительной власти.

Таким образом, на данный момент, реализация закупок по 223-ФЗ позволяет наиболее грамотно и легитимно планировать и осуществлять взаимоотношения между исполнителем работ (услуг) и заказчиком в рамках инновационной и (или) высокотехнологичной сферы.

Особо важным критерием оценки конкурсной заявки на разработку инновационной (высокотехнологичной) продукции следует отнести опыт и квалификацию самого коллектива разработчиков, планируемых к осуществлению указанной в работе инновации.

Соответственно, данный критерий стимулирует создание, развитие и конкурентную борьбу таких коллективов, что и будет являться одним из механизмов развития современной инновационной экономики России.

Regulatory basics for the implementation of procurement of innovation and high-tech products

Romanicheva E.D., Novikov S.V.

MAI, Moscow

In the modern economy of Russia the relationship between the performers of works (services) and the customer is the subject to the following regulatory and legislative documents:

- The Constitution of the Russian Federation
- Budget and the Civil Code
- Antitrust legislation and budget
- Russia's international agreements
- Legal and regulatory acts of the executive authorities and local self-government
- Legislation on placing orders, incl.: Federal Law №44-FZ “About contract system in the procurement of goods, works and services for state and municipal needs” on April 5, 2013

Particular attention should be paid to the issue of the implementation of public procurement for innovation. To solve it, a number of measures are taken, in particular, the Federal Law of July 18, 2011 № 223-FZ “On procurement of goods, works and services of certain kinds of legal entities” (as amended), according to which public companies are required to form and place on the official websites of procurement plans, including the innovative, high-tech products for a period of 5 to 7 years.

Accordingly, the criteria for classification of goods, works and services to innovative products and (or) high-tech products for the purpose of forming the plan purchase of such products shall be established by the federal executive bodies. In particular, the following documents:

- Ministry of Education and Science of the Russian Federation from November 1, 2012 N 881 “On approval of the criteria for classification of goods, works and services for innovative and high-tech products for the purpose of formation of the purchase plan of such products.”

- Order of the Ministry of Industry and Trade of the Russian Federation dated November 1, 2012 № 1618 "On approval of the criteria for classification of goods, works and services to innovative products and (or) high-tech products for industry, belonging to the established sphere of activity of the Russian Federation Ministry of Industry and Trade."

- Order of the Federal Migration Service on April 15, 2014 N 330 "On approval of the criteria for classification of goods, works and services to the innovation and (or) high-tech products for the purpose of formation of the purchase plan of such products"

- Order of the Ministry of Communications and Mass Communications of the Russian Federation from October 10, 2013 N 286 "On approval of the criteria for classification of goods, works and services to innovative products and (or) high-tech products for the purpose of forming the plan purchase of such products.

Thereby, at the moment, the realization of purchases on 223-FZ allows the most competent and legitimate plan and carry out the relationship between the performer of works (services) and the customer within the framework of innovation and (or) high-tech sphere.

Обзор обучения персонала в современных компаниях. Актуальные направления обучения в аэрокосмической отрасли России

Семина А.П., Федотова М.А., Тихонов А.И.

МАИ, г. Москва

Авиационная и космическая отрасли являются стратегически значимыми для России, поскольку выполняют системообразующую роль в экономике РФ, обеспечивают защиту интересов Российской Федерации в оборонной и военно-политической сферах, представляют частно-государственные корпоративные структуры, кластеры взаимосвязанных предприятий, научно-исследовательские центры, секретность работ и др.

Значимость задач управления персоналом в отрасли подтверждается рядом принятых на государственном уровне нормативных документов, определяющих задачи развития и политику в области управления персоналом, в том числе Государственная программа «Развитие авиационной промышленности на 2013-2025 годы», Программы федерального космического агентства и др.

В современном мире компании используют разнообразные методы обучения: традиционные (лекции, семинары, наставничество, видеокурсы) и инновационные методы обучения (shadowing (шедоуинг), in-basket (basket-метод), secondment (секондмент), buddying (баддинг), модульное обучение, дистанционное обучение, обучение действием, сторителлинг). Существует множество классификаций методов обучения, например такие как: методы профессионального обучения (стажировка, рабочая ротация), активного (тренинги, модульное обучение), неформального обучения (обучение в рабочих группах, сторителлинг) и проч. Компании идут по пути наименьшего сопротивления, поэтому наиболее востребованными оказываются методы традиционного обучения, в частности лекции и семинары, однако все чаще применяют вебинары и тренинги, т.е. на смену активного и пассивного метода обучения приходит интерактивный.

На сегодняшний день для аэрокосмической корпорации актуальными направления обучения и развития являются: управление талантами, дуальное

обучение и глобальное образование. Управление талантами – направление в управление персоналом, которое изучает поиск и удержание талантливых сотрудников в организации, поиск кадров, которые вносят существенный вклад в развитие компании. Дуальное обучение – вид обучения, при котором теоретическая часть подготовки проходит на базе образовательного учреждения, а практическая часть – уже непосредственно на рабочем месте. Глобальное образование – государственная программа, направленная на финансирование и поддержку граждан РФ, поступивших в ведущие зарубежные вузы, создание условий для их возвращения по окончании обучения в Россию.

Целью исследования является изучение наиболее актуальных и перспективных направлений развития для ракетно-космической и авиационных отраслей в области управления человеческими ресурсами.

Overview of training in modern companies. Current training trends in the aerospace industry in Russia

Semina A.P., Fedotova M.A., Tikhonov A.I.
MAI, Moscow

Aerospace industry is strategically important for Russia as perform system-forming role in the Russian economy, protect Russian interests in the defense and military-political spheres of public-private corporate structures, clusters of related businesses, research centers, the secrecy of the work and al.

The importance of human resource management problems in the industry confirmed by a number taken at the state level regulations, defining objectives and policy development in the field of personnel management, including the State Program "Development of the aviation industry in 2013 - 2025 years", the Federal Space Agency programs, etc.

In today's world, companies use a variety of teaching methods: traditional (lectures, seminars, mentoring, videos) and innovative methods of training (shadowing (shadowing), in-basket (in-basket test), Secondment (Secondment), buddying (Budding), modular training, distance learning, learning by doing, storytelling). There are many classifications of teaching methods, such as for example: training methods (training, work rotation), active (training, modular training), non-formal education (learning in the working groups, storytelling), and so on. Companies follow the path of least resistance, so the most popular are the traditional methods of teaching, such as lectures and seminars, but are increasingly used webinars and trainings, ie to replace the active and passive training method comes online.

To date, for the aerospace corporation actual direction of training and development are: talent management, dual learning and global education. Talent Management - the direction in human resource management, which studies find and retain talent in the organization, personnel search, which make a significant contribution to the company. The dual training - the kind of training, in which the theoretical part of the training takes place on the basis of educational institutions, and the practical part - directly at the workplace. Global Education - the state program aimed at funding and support Russian citizens admitted to leading foreign universities, the creation of conditions for their return at the end of training in Russia.

The aim of the study is to examine the most pressing and promising areas for the development of rocket and space and aviation industries in the field of human resource management.

Применение нейросетевых технологий для оценки результатов работы предприятия авиационной промышленности

Сердюченко А.Н.
МАИ, г. Москва

Целью данной работы является применение нейросетевых технологий для оценки результатов работы предприятия авиационной промышленности.

Авиационное предприятие, это большая система состоящая из множества компонентов. Многие авиационные предприятия обладают современной проектно-конструкторской и опытно-экспериментальной базой, хорошо оснащенными производственными мощностями, эффективными финансовыми и маркетинговыми структурами, а также развитой глобальной системой технической поддержки своей продукции. Авиационно промышленные комплексы обеспечивают выполнение полного цикла работ в авиации — от проектирования до эффективного послепродажного обслуживания. В настоящее время предприятия реализуют перспективные программы в области военного и гражданского авиастроения.

Для оценки результатов работы столь сложных авиационных предприятий, необходимы самые мощные, самые эффективные и самые передовые технологии. Одной из таких технологий являются нейронные сети. В последние несколько лет можно заметить взрыв интереса к нейронным сетям, которые успешно применяются в самых различных областях — бизнесе, медицине, технике, геологии, физике. Нейронные сети вошли в практику везде где нужно решать задачи прогнозирования, классификации или управления. Такой впечатляющий успех определяется несколькими причинами:

- Богатые возможности. Нейронные сети — исключительно мощный метод моделирования, позволяющий воспроизводить чрезвычайно сложные зависимости.
- Простота в использовании. Нейронные сети учатся на примерах.

Используя нейросетевые технологии, можно с приемлемой точностью описать финансово-экономическое состояние авиационно промышленного комплекса.

Для столь сложной проблемы и столь мощного метода, необходим подходящий инструмент. IBM SPSS Statistics — интегрированное семейство продуктов, охватывающих весь аналитический процесс: от планирования и сбора данных до анализа, обработки отчетов и развертывания. В пакет входит более десятка полностью интегрируемых модулей, среди которых можно подобрать для себя специализированные функции, которые помогут повысить эффективность принимаемых решений.

Применяя нейросетевые технологии с помощью программного продукта IBM SPSS Statistics, можно точно и эффективно оценить результат работы предприятия авиационной промышленности.

The use of neural network technology for evaluating the performance of the aviation industry enterprises

Serdyuchenko A.N.
MAI, Moscow

The aim of this work is the use of neural network technology for evaluating the results of the aviation industry work.

The aviation company is a large system which consisting of a lot of components. Many aviation companies have a modern designed, construction and experimental base, well-equipped production facilities, effective financial and marketing structures and the well developed global technical support of its products system. Aviation Industrial Complexes provide the full amount of work in the aviation industry - from the design to the effective after-sales service. At present, the companies realize the perspective programs in the field of military and civil aircraft.

We need the most powerful, most effective and most advanced technologies to make the evaluation of the results of such complex aircraft companies. Neural network is one of such kind technologies. During the past few years we can see an explosion of interest for the neural networks, which are successfully applied in various fields - business, medicine, engineering, geology, and physics. Neural networks had been used everywhere where necessary to solve the problems of forecasting, classification and management. This impressive success is determined by several reasons:

- Huge range of capabilities. Neural networks – are very powerful way of modeling that allows you to play the extremely complex dependencies.
- Easy to use. Neural networks are learned on the examples.

It is possible to describe the financial position of the aviation industry with reasonable accuracy using neural network technology.

We need a suitable instrument for such a complex problem, and such a powerful method. IBM SPSS Statistics — is the integrated family of products, which covers the whole analytical process from the planning and data collection till the analysis, reports and deployment processing. The package includes more than a dozen fully integrated modules, among which you can choose the specialized functions that will help you to increase the efficiency of the accepted decisions.

Using neural network technology by IBM SPSS Statistics software product, we can evaluate exactly and efficiently the result of the aviation industry work.

Условия труда как фактор влияния на работоспособность

Сибгатуллин К.Ф., Федотова М.А.
МАИ, г. Москва

Аэрокосмическая промышленность – динамично развивающаяся, прибыльная и перспективная отрасль мировой экономики, является наиболее приоритетной для развития нашей страны. Огромную роль играют оборудование, знание технологии, техническое исполнение, однако кадры – важнейший ресурс любого предприятия, особенно для наукоемких отраслей, т.к. именно от уровня профессионализма, работоспособности, образованности персонала зависит развитие любой отрасли.

В последние годы положение с условиями труда на предприятиях ухудшилось. Постоянное стремление работодателей извлечь максимальную прибыль, отражается на сотрудниках очень болезненно. Основная причина всему этому – ухудшение финансово-экономического положения, которое ведет к сокращению

расходов на поддержание должного уровня условий труда, следствием которого является рост профессионального травматизма и заболеваемости.

Общая формулировка работоспособности может быть определена как способность устойчивости организма человека к нагрузкам (мышечным, нервным, энергетическим, информационным) в процессе труда. Средняя степень работоспособности, характерная для конкретного человека, будет достаточно стабильной, а изменения ее происходят крайне медленно и имеют длительный характер. Исходя из этого различают частичную, остаточную и полную работоспособность. Полная работоспособность – это способность человека к работе без ограничений, а частичная – с определенными ограничениями.

Работоспособность человека – это функция множества аргументов, которая имеет зависимость от начального функционального состояния и действия условий окружающей среды вообще, а в частности и производственной. Для того чтобы оценить применяется ли система всяческих показателей, характеризующих качественные и количественные результаты работы, так же как функциональные состояния работника необходимо провести оценку работоспособности по определенной технологии, которая учитывает обязательное соблюдение конкретных правил. Чтобы оценивать работоспособность используются три категории показателей, определяющих итоги производственной деятельности, физиологические изменения и сдвиги в психических функциях человека во время труда. Это психологические, физиологические и производственные показатели. Практические пути увеличения работоспособности следует из закономерностей ее динамики.

В работе были рассмотрены основные методы оценки условий труда и работоспособности персонала, в момент рассмотрения было изучено, что в настоящее время технология оценки работоспособности учитывает обязательное соблюдение конкретных правил.

Working conditions as a factor of influence on performance

Sibgatullin K.F., Fedotova M.A.

MAI, Moscow

Aerospace industry – dynamic, profitable and promising sectors of the world economy is a top priority for the development of our country. Enormous role played by the equipment, technology knowledge, technical execution, but the human – the most important resource of any enterprise, especially for high-tech industries, as it is the level of professionalism, efficiency, education personnel depend on the development of any industry.

In recent years, the situation with the working conditions at the enterprises deteriorated. The constant desire of employers to extract the maximum profit is reflected in the staff is very painful. The main reason for all of this - the deterioration of financial and economic situation, which leads to a reduction in maintenance costs due level of working conditions, resulting in the growth of occupational accidents and diseases.

The general formulation of health can be defined as the ability of the human body's resistance to stress (muscle, nerve, energy, information) in the labor process. The average degree of efficiency characteristic of a particular person to be fairly stable, and the changes it is extremely slow and have long-term nature. From this distinction

partial, residual and total efficiency. Full performance – a person's ability to work without restrictions, and partly – with certain restrictions.

Human performance – a feature set of arguments, which has a functional dependence on the initial condition and the action of environmental conditions in general, and in particular production. In order to assess whether the system used all sorts of indicators characterizing the qualitative and quantitative results, as well as the functional state employees need to assess performance on a particular technology that allows for mandatory compliance with specific rules. To evaluate the efficiency of using the three categories of indicators that determine the operating results, the physiological changes and changes in human mental functions during labor. It's psychological, physiological and performance indicators. Practical ways to increase the efficiency of the laws follows its dynamics.

The paper discussed the main methods for assessing working conditions and health personnel, at the time of review, it was learned that at present health assessment technology allows for mandatory compliance with specific rules.

Кадровая безопасность в инновационной сфере авиационной и ракетно-космической промышленности

Силантьева Е.А., Семина А.П., Коновалова О.В.
МАИ, г. Москва

Инновационная деятельность в ракетно-космической и авиационной отрасли – это деятельность, направленная на поиск и реализацию инноваций с целью расширения производства и повышения качества изделий, совершенствование технологии и организации производства, на стимулирование научного, технического и технологического развития промышленности России в целом. Правительство РФ к 2020 году ставит перед собою задачу поднять экономику на новый уровень, основными направлениями которой будут являться лидерство и инновации.

Самым главным и сложным звеном в любой организации является персонал, поэтому наибольшее внимание при изучении или исследовании необходимо уделять именно человеку, т.к. человеческий фактор может оказать существенное влияние на деятельность всей компании, поэтому обеспечение кадровой безопасности на предприятии является перспективным направлением развития. Кадровая угроза – негативное воздействие персонала на экономическую безопасность предприятия. Существует 2 вида воздействия: внешнее и внутреннее. Внешнее воздействие оказывают предприятия-конкуренты, поставщики, потребители и проч. Внутреннее воздействие исходит от самих сотрудников, начиная с топ-менеджеров и заканчивая рядовыми сотрудниками. Кадровая безопасность – процесс предотвращения угроз (осознанных или неосознанных), связанных с персоналом. Например, неосознанная угроза – ошибка при работе, некомпетентность в вопросе. Осознанная угроза – разглашение коммерческой тайны, мошенничество. На сегодняшний момент исследование показывает, что многие отрасли все чаще подвергаются экономическим преступлениям. Статистика такова, что около 80% ущерба наносит именно персонал. Остальные 20% относятся к внешним угрозам. Кадровая безопасность является одной из главных составляющих экономической безопасности, субъектом которой является HR служба,

обеспечивающее анализ, выявление, предотвращение и прогнозирование угроз со стороны сотрудников организации. Экономическая безопасность – системное воздействие на финансовую, информационную, кадровую, технологическую и проч. составляющие предприятия для обеспечения стабильного функционирования предприятия и спасения его от банкротства.

Исследование направлено на изучение систем обеспечения кадровой безопасности на предприятиях инновационной сферы авиационной и ракетно-космической отраслей, выявление основных экономических, в частности кадровых угроз (внешних и внутренних), определение направлений повышения кадровой безопасности, в том числе за счет системного контроля за работой сотрудников.

Personnel security in the innovative field of aviation and aerospace industry

Silanteva E.A., Semina A.P., Konovalova O.V.

MAI, Moscow

Innovative activity in the aerospace and aviation industry – an activity aimed at finding and implementing innovation in order to increase production and improve product quality, improve the technology and organization of production, to promote the scientific, technical and technological development of the Russian industry as a whole. The Russian government in 2020 has set himself the task to raise the economy to a new level, the main areas that will be the leadership and innovation.

The most important and complex element of any organization is the staff, so most attention to the study or the study should be given to the person's name, because human factors can have a significant impact on the activities of the entire company, so to ensure the safety of personnel in the enterprise is a promising direction of development. Personnel threat - a negative impact on the economic security of the personnel of the enterprise. There are 2 types of exposure: external and internal. Exposure provide competing companies, suppliers, customers, and so on. Internal exposure comes from employees themselves, starting with the top management and ending with the rank and file employees. Personnel security – prevention of threats to the process (conscious or unconscious), associated with the staff. For example, an unconscious threat – a mistake at work, incompetence in the matter. Perceived threat – the disclosure of trade secrets, fraud. To date, research shows that many industries are increasingly exposed to economic crimes. Statistics is such that staff does about 80% damage. The remaining 20% relate to external threats. Personnel safety is one of the main components of economic security, the subject of which is HR service that provides analysis, detection, prevention and forecasting of threats from the organization. Economic security – a systemic impact on the financial, information, human resources, technology, and so on. components of the enterprise to ensure stable operation of the company and rescue it from bankruptcy.

The study aims to examine to ensure personnel safety systems at the enterprises of innovation sphere of aviation and aerospace industries, identify the main economic, in particular human threats (internal and external), the definition of ways to increase personnel safety, including by systematic supervision of staff.

Применение современных технологий управления в контрактных

отношениях авиакомпаний с техническим центром

Соє Тху, Лазников Н.М.

МАИ, г. Москва

Техническому обслуживанию и ремонту (ТОиР) воздушных судов (ВС) принадлежит важная роль в формировании конкурентоспособности авиакомпании. Одновременно системы технического обслуживания и ремонта воздушных судов являются составной частью систем логистической поддержки эксплуатации воздушных судов, которые разрабатываются и функционируют с использованием принципов логистики, нацеленной на характеристики производительности авиакомпании (PBL). Такие системы уже успешно применяются в некоторых странах в оборонных ведомствах. Целью данного исследования является разработка механизмов применения PBL в гражданской сфере и оценка их эффективности.

Техническое обслуживание и ремонт воздушных судов в авиакомпании может выполняться собственными подразделениями (техническим центром), либо техническим центром другой авиакомпании. При обслуживании по частям возможно участие и собственных и внешних технических центров. Крупные авиакомпании предпочитают получать полный комплекс услуг по ТОиР своих ВС.

Технический центр представляет собой бизнес-единицу как в составе авиакомпании так вне ее. Цели управления ТОиР не является едиными для авиакомпании и технического центра. Компромисс достигается путем заключения договоров, в которых авиакомпания определяет значения важных для нее показателей. Технический центр обязуется поддерживать значения этих показателей в определенных договором интервалах в течение срока действия договора. Эффективная реализация договорных отношений авиакомпании с техническим центром обеспечивается системой ТОиР, построенной на принципах логистики, базирующейся на ключевых показателях авиакомпании. Построение такой системы для авиакомпании представляется собой сложную задачу, включающую:

- определение требований к системе ТОиР, построенной на принципах PBL;
- определение состава ключевых показателей авиакомпании, методик их измерения, временных интервалов их оценки;
- определение основных, пооперительных и дополнительных платежей за оказанные услуги по ТОиР и др.

Результатом выполненной работы является применение современных технологий управления в договорных отношениях авиакомпании и технического центра при выполнении ТОиР ВС, что снижает риски и обеспечивает получение желаемой эффективности авиакомпании.

Application of modern management techniques in the contract relations between the airlines and technology center

Soe Thu, Laznikov N.M.

MAI, Moscow

Maintenance and repair (MRO) of aircraft (BC) has an important role in shaping the competitiveness of airlines. Simultaneously, maintenance and repair systems of aircrafts are part of the system of logistic support of the aircraft operations, which are developed and operated using the principles of logistics aimed at the performance characteristics of the airline (PBL). Such systems have already been successfully applied in some countries in the Defense Ministry. The aim of this study is to develop mechanisms for the application of PBL in the civil sphere and the assessment of their effectiveness.

Maintenance and repair of aircraft of the airline can be done their own departments (engineering center), or technical center of another airline. When servicing parts for possible participation and own and external technical centers, major airlines prefer to receive a full range of MRO services for their aircrafts. The technical center is a business unit in the composition of the airline so it is. The goals of MRO management are not uniform for the airline and technology center. The compromise reached by the conclusion of agreements in which the airline determines the values important for her performance. The technical center is committed to supporting the values of these parameters in specific intervals throughout the contract term of the contract. Effective implementation of the contractual relationship with the airlines and technology center provides MRO system built on the principles of logistics, based on key indicators of the airline. The construction of such a system for the airline is a difficult task, as follows:

- the definition of requirements for MRO system based on the principles of PBL;
- determining the composition of the key indicators of the airline, methods of measuring time intervals of their evaluation;
- identifications of the main payment, incentive and additional payments for services rendered by the MRO and others.

The result of the work performed is the application of modern management techniques in a contractual relationship airlines and Technology Center in the performance of maintenance and repair aircraft that reduces risk and provides the desired efficiency of the airline.

**Формирование функциональных требований к
автоматизированной системе управления процессами ТОиР
изделий аэрокосмической техники**

Станкевич А.М.
МАИ, г. Москва

Поддержка эксплуатационных характеристик на заданном уровне является важнейшей задачей системы послепродажного обслуживания изделий аэрокосмической техники. Её решение обеспечивается своевременным выполнением работ, связанных с техническим обслуживанием и ремонтом (ТОиР) изделий. В связи с возрастающей сложностью изделий аэрокосмической техники, обеспечение требуемого уровня их готовности весьма проблематично без использования автоматизированных систем при планировании, управлении и выполнении процессов ТОиР.

При формировании функциональных требований к автоматизированной системе управления процессами ТОиР (АСУ ТОиР) определяется набор

функций, подлежащих автоматизации. Эти функции сгруппированы в следующие логические блоки, определяющие АСУ ТОиР как систему управления: целевой блок, объект управления, блок управления, блок исторических данных.

Целевой блок обеспечивает ведение базы эксплуатационно-технической и иной нормативно-справочной информации, связанной с процессами ТОиР изделий. Основное содержание хранимой в данном блоке информации определяет правила выполнения ТОиР для каждого эксплуатируемого изделия, а также, описывает ограничения на ресурсы обслуживающей организации, используемые при выполнении работ ТОиР.

Объект управления обеспечивает ведение информации о значениях эксплуатационных характеристик изделий аэрокосмической техники в процессе эксплуатации.

Блок управления обеспечивает анализ текущего состояния эксплуатируемых изделий, информация о котором ведётся в рамках объекта управления, и, на основании данных, предоставляемых целевым блоком и блоком исторических данных, обеспечивает планирование всех видов работ ТОиР и формирование производственных заданий на выполнение этих работ.

Блок исторических данных обеспечивает сбор и хранение информации, формируемой в рамках АСУ ТОиР, а также, формирование необходимых аналитических отчётов.

В результате детального рассмотрения функций каждого из названных блоков, формируются конкретные функциональные требования, выполнение которых должна обеспечить АСУ ТОиР, что и является основой для формирования самой АСУ ТОиР.

Formation of functional requirements for MRO automated control system for aerospace products

Stankevich A.M.

MAI, Moscow

Support of the operational characteristics at a given level is the most important task of the after-sales service system of the aerospace products. The solution to this problem is provided by the timely implementation of maintenance, repair and overhaul (MRO) tasks. Ensuring the required level of aerospace products readiness is very problematic without the use of automated systems in the planning, management and execution of MRO processes due to the increasing complexity of aerospace products.

In the formation of functional requirements to MRO automated control system (MRO ACS) is needed define a set of functions to be automated. These functions are grouped into the following logical units that define MRO ACS as a control system: a target unit, a control object, the control unit, the historical data unit.

The target unit maintains a database of technical and other reference information related to the MRO processes. The main information contents stored in the target unit identifies rules for the implementation of MRO tasks for each of the exploited aerospace products, as well as describes the resource limits of the service organization required for the MRO execution.

The control object maintains information about the values of the performance characteristics of aerospace products in the process of operation.

The control unit provides analysis of the current state of the exploited aerospace products, which is part of the control object, and, on the basis of data provided by the target unit and the historical data unit ensures that the planning of all types of MRO tasks to be executed.

The historical data unit provides collection and storage of information generated in the framework of the MRO ACS, as well as, developing the necessary analytical reports.

As a result of a detailed review of the functions of each of these units there are formed specific functional requirements, the implementation of which must be provided by MRO ACS, and that is the basis for the formation of the MRO ACS.

Формирование методологии по оценке стоимости предприятий аэрокосмической отрасли

Бурман Л.С., Стрелкова Л.В.

МАИ, г. Москва

Оценка справедливой стоимости активов предприятия и бизнеса в целом является важной задачей для каждого предприятия. Особое значение оценка стоимости активов предприятия приобретает в процессе реализации проекта по расширению или диверсификации производства, получения кредита или займа на расширение и развитие бизнеса, выхода на IPO, реструктуризации или реорганизации бизнеса и т.п.

На сегодняшний день актуальной проблемой является выбор подходов и методов к оценке справедливой стоимости специфических нематериальных активов, находящихся в собственности предприятия. Далеко не каждый подход и метод применим для оценки таких активов, а те из них, которые принято применять в ходе проведения оценки, не всегда дают корректные результаты.

Оценка стоимости предприятия при учете наличия у него специфических нематериальных активов является проблемой предприятий инновационных и высокотехнологических отраслей промышленности, к которым относится аэрокосмическая отрасль. Технология формирования стоимости предприятия, учитывающая совокупность нематериальных активов предприятия, использование которых в НИОКР и производственной деятельности приводит к увеличению стоимости предприятия в целом, особенно актуальна в условиях кризиса и ограниченного доступа к ресурсам.

Цель данной работы оценить стоимость предприятия, используя в качестве основания для оценки совокупность нематериальных активов, лежащих в основе производства ключевого продукта предприятия. Причем в основу этого метода оценки положена гипотеза, что на оценку стоимости предприятия в большей степени оказывают влияние качественные характеристики самого объекта производства, чем иные конъюнктурные факторы.

В данной работе проводится исследование влияния комплекса нематериальных активов на стоимость предприятия ПАО «Роствертол». В ходе исследования проводится оценка стоимости предприятия с применением метода сравнения с предприятиями, производящими аналогичную продукцию. Основанием для проведения оценки служат показатели рыночной капитализации предприятий-аналогов, которые также получены в процессе

исследования. Заключительная часть работы содержит научное обоснование значений, полученных в результате расчетов.

Результаты, которые были получены в ходе данного исследования, могут быть применены при проведении оценки стоимости других предприятий, обладающих значительными специфическими нематериальными активами.

The formation of methodology for assessing the value of aerospace industry

Burman L.S., Strelkova L.V.

MAI, Moscow

The estimated fair value of the company's assets and business as a whole is an important task for every company. Special value valuation of assets of the enterprise acquires in the course of the project to expand or diversify production, obtaining a loan or a loan for the expansion and development of business, entering the IPO, restructuring or reorganization of the business, etc.

To date, the actual problem is the choice of methods and approaches to the estimation of the fair value of specific intangible assets, which are owned by the company. Not every approach and method is applicable for the assessment of such assets, and those who made use during the evaluation, do not always give correct results.

Valuation of the company, taking into account the presence of his specific intangible assets is a challenge businesses of innovative and high-tech industries, which include the aerospace industry. Technology of formation of enterprise value, taking into account the totality of intangible assets, the use of which in R & D and production activity leads to an increase in value of the enterprise as a whole, particularly relevant in the conditions of crisis and limited access to resources.

The purpose of this study to assess the value of the enterprise, using as a basis for evaluating a set of intangible assets underlying the production of key enterprise product. And the basis of this assessment method on the hypothesis that the assessment of enterprise value to a greater extent affect the quality characteristics of the object of production than other market factors.

In this paper, we investigate the influence of the complex of intangible assets on an enterprise value of PJSC "Rostvertol". The study assesses the value of the enterprise with the use of the method of comparison with companies that produce similar products. The basis for the assessment are the indicators of the market capitalization of companies-analogs, which are also obtained in the course of the study. The final part of the work contains the scientific substantiation of values derived from the calculations.

The results, which were obtained in this study can be applied in assessing the value of other companies with significant specific intangible assets.

Оптимизация технологических процессов изготовления лопаток турбины ГТД по количеству деталей в партии запускаемой в производство

Сьщиков Д.Н.

НПО Сатурн, г. Рыбинск

Определение оптимальных размеров партий деталей, запускаемых в производство, приобретает особенно важное значение в серийном производстве.

Это связано с тем, что для такого производства характерна строгая повторяемость изготовления партий деталей.

При увеличении размера партии возрастает объем незавершенного производства, нарушается комплектность выполнения задания в заготовительном производстве, возрастает степень дефицитности других видов деталей из-за отсутствия средств.

При уменьшении размера партии возрастают потери времени на переналадку, приходящиеся на одну деталь, снижается загрузка оборудования, что ухудшает технико-экономические показатели хозяйственной деятельности предприятий.

Оптимальный размер партии деталей является в той или иной степени компромиссом между этими требованиями. Существует ряд предложенных методов расчета размеров партии деталей. В данной работе рассмотрен метод, основанный на учете минимума себестоимости изготавливаемой детали с учётом времени на наладку оборудования и хранения изготовленных деталей. Как при хранении, так и в период наладки денежные средства исключаются из оборота, т. е. получаются убытки (упущенная выгода), но с увеличением количества деталей в партии упущенная выгода от наладки уменьшается, т. к. стоимость наладки распределяется на партию деталей, а стоимость хранения увеличивается.

Минимум упущенной выгоды будет в точке пересечения линий, характеризующих упущенную выгоду от каждой составляющей убытков.

Стоимость наладки будет складываться из заработной платы наладчика и стоимости обработки количества деталей, которые можно было бы изготовить за период времени, затраченного на наладку. Стоимость хранения будет определяться двумя составляющими, составляющей обусловленной выводом денег из оборота, которая определяется ставкой рефинансирования банка составляющей, обусловленной хранением деталей на складе (стоимость площади и её обслуживание).

Optimization of technological processes of manufacturing turbine blades of gas-turbine engine according to the amount of detail in the party launches

Syshchikov D.N.
NPO Saturn, Rybinsk

Determination of the optimal batch size pieces, put into production, is particularly important in production. This is due to the fact that this production is characterized by a strict repeatability of manufacturing batches of parts.

By increasing the lot size increases the amount of work in progress, broken completeness of the assignment in blank production, increasing the degree of scarcity of other types of parts due to lack of funds.

When reducing the lot size increases loss of time on changeovers, having on one part, reduced loading of equipment that impairs the technical and economic indicators of economic activity of enterprises.

The optimum size of a kit of parts is to some extent a compromise between these requirements. There are a number of proposed methods for calculating the size of the party details. In this paper we present a method based on taking into account the

minimum cost to produce parts with the account set-up time and storage equipment manufactured parts. As for storage, as well as during set-up funds are excluded from the market, that is obtained damages (lost profits), but with an increase in the number of parts in the party lost profit from the set-up decreases as the adjustment of the value allocated to the party details, and storage cost increases.

Minimum loss of profits would be the point of intersection of lines describing the loss of profit from every part of the losses.

Price adjustment will be made up of wages and the cost of processing the adjuster details, which could be made for the period of time spent on set-up. The cost of storage is determined by two components, component due to the withdrawal of money from circulation, which is determined by the rate of refinancing of banks was caused by the storage of parts in stock (cost of space and its maintenance).

Маркетинговая стратегия продвижения самолета МС-21 на международный рынок

Тихонова С.А.
МАИ, г. Москва

Продвижение самолета – процесс, который становится всё более и более сложным с ростом конкуренции и ростом количества различных торговых марок, привлекательных для потенциального клиента.

Конкуренция на рынке гражданских самолетов крайне высока. Чтобы выделиться, производители используют самые новейшие технологии а области авиастроения. Новейший российский самолет МС-21 обладает всеми качествами, чтобы составить конкуренцию ведущим компаниям, таким как Boeing и Airbus.

Главное техническое преимущество МС-21 перед конкурентами – крылья из полимерных композитных материалов. Российское ноу-хау (в других странах мира таких технологий нет) позволяет сделать самую главную часть самолёта длинной, прочной и лёгкой, к тому же это значительно дешевле, чем использовать алюминий.

Лучшей площадкой для продвижения самолетов являются различные выставки и авиасалоны, где специалисты и коммерсанты разных стран могут познакомиться, получить объективную информацию о продукте, посмотреть на достижения других производителей, обменяться опытом.

Международная маркетинговая программа позволит компании «Иркут» заниматься реализацией одной из самых амбициозных программ гражданской авиации РФ по продвижению самолета МС-21. В рамках программы МС-21 предусматривается создание семейства ближне-среднемагистральных пассажирских самолетов, которые ориентированы на мировой рынок гражданских воздушных судов.

В тоже время в среднесрочной перспективе конкуренция на рынке узкофюзеляжных ВС усилится: к текущим производителям ВС (Boeing и Airbus) добавятся новые – Bombardier (с самолетами CSeries), Comac (C919), а также ПАО «ОАК» с самолетами МС-21. При этом вследствие ужесточения конкуренции возрастут требования потребителей к новым ВС, и в выигрыше окажутся те финальные интеграторы, которые смогут поставлять на рынок

конкурентоспособные по операционным показателям ВС без срывов сроков поставок.

The marketing strategy of promoting MC-21 aircraft on international market

Tikhonova S.A.

MAI, Moscow

Promotion of aircraft – a process that is becoming more and more complex with the increasing competition and the growth of the number of different brands that are attractive to a potential customer.

Competition on the market of civil aircraft is extremely high. To stand out, most manufacturers use the newest technology of the aviation industry. MS-21 latest Russian plane has all the qualities to compete with leading companies, as Boeing and Airbus.

The main technical advantage of the MS-21 over its competitors - wings made of polymer composite materials. Russian know-how (in other countries do not have such technologies) allows to make the most important part of the aircraft long, strong and light, in addition, it is much cheaper than using aluminum.

The best platform for promoting aircraft – the various exhibitions and air shows, where experts and businessmen from different countries can meet, get objective information about the products, see the achievements of other manufacturers, a exchange experiences.

International marketing program will allow the company “Irkut” to engage in the implementation of one of the most ambitious Russian civil aviation programs for the promotion of the MS-21 aircraft. As part of the MC-21 provides for the establishment of the family short and medium passenger planes, which are oriented to the world market of civil aircraft.

At the same time, in the medium term, competition in the market of single-aisle aircraft will increase: from the current aircraft manufacturers (Boeing and Airbus) will add new – Bombardier (with the CSeries aircraft), Comac (C919), as well as JSC “UAC” MS-21 aircraft. At the same time due to the increased competition will increase consumer demand for new aircraft and will benefit those final integrators who will be able to supply the market at competitive operational performance and smoothly delivery times.

Управление инновационными проектами в авиационном научно-промышленном комплексе

Фоменко В.Ю., Просвирина Н.В.

МАИ, г. Москва

Анализ состояния научно-промышленного комплекса России показывает, что традиционные методы технической подготовки производства уже не в состоянии быстро и эффективно решать задачи ускорения научно-технического прогресса и обеспечения конкурентоспособности продукции и технологий. Важнейшей проблемой, затрудняющей модернизацию экономики, является низкий уровень управления инновационными проектами. Актуальность исследования заключается в разработке организационно-экономических методов, необходимых для повышения эффективности функционирования

научных организаций и предприятий, для развития управления инновационными проектами в авиационной отрасли ввиду недостатка внимания и учёта особенностей предприятий и области работ комплекса. В целом процесс управления инновационными проектами включает в себя действия по принятию и реализации управленческих решений, связанных с определением целей, организационной структуры, планированием мероприятий и контролем над ходом их выполнения, направленных на реализацию инновационной идеи.

Для достижения цели исследования были поставлены следующие задачи: рассмотреть теоретические аспекты развития систем управления проектами в современных рыночных условиях, обосновать новую роль государства в управлении, а именно в разработке и реализации инновационных проектов в условиях рыночной экономики применительно к авиационному научно-промышленному комплексу; определить методологию организации, планирования и координации в реализации инновационных проектов на предприятии; сформировать концептуальный подход к управлению инновационными проектами в нестабильной экономической среде и разработать подходы к управлению рисками при реализации проекта.

Основными причинами, вызывающими необходимость осуществления инновационных процессов, являются: научно-технический прогресс, создание новых, более эффективных технологий, развитие инфраструктуры, в том числе информационной, и изменение предпочтений потребителей. Данные факторы ведут к сдвигам структуры спроса и возникновению новых рынков сбыта, новых методов управления и организации производства и труда.

Практическая значимость исследования состоит в том, что разработанные методики и рекомендации позволяют повысить эффективность организации и управления инновационными проектами на основе улучшения учёта риска, усиления системы контроля выполнения инновационных проектов и информационной поддержки управленческой деятельности в научных и промышленных организациях авиационного комплекса. Внесённые предложения направлены на повышение качества организации управленческой деятельности, усиление контрольной функции управления, что позволяет принимать обоснованные управленческие решения.

The innovative project management in the scientific and industrial aviation compound

Fomenko.V.Y., Prosvirina N.V.
MAI, Moscow

The functional approach to the processes of the national aviation system shows that the traditional models and methods of technical preparation of production is no longer able to so quickly and effectively meet the challenges of scientific and technological progress and to ensure a competitive level of development and production of aircraft. The development need of the production of this segment requires the modernization of domestic enterprises aircraft industry innovative development processes. Due to the complexity and diversity of innovative projects aimed at the development of new and improvement of existing products and technologies, the relevance of the research is to develop methods and recommendations that improve the efficiency of management of innovation and the competitiveness of enterprises aviation industry.

The following tasks were set to achieve the research objectives: to consider theoretical aspects of development of innovative project management systems in the aviation segment of the market; identify a number of success factors and define the role of public policy, which will become possible thanks to the innovative development; define the methodology of organization interconnected and coordinated work of all departments involved in the process and performers; develop approaches to risk management in the implementation of innovative programs and projects.

The main reasons that cause the need for innovation processes, are: research involved at an early stage of the innovation process, performance evaluation, technological progress, the creation of new, more efficient technologies, the main goals and objectives, timing and stages of the project, infrastructure and mechanism implementation of the project. These factors are the main reasons for the emergence of new methods of management and organization of production and labor.

The practical significance of the work is to identify problems and develop procedures and recommendations to enable to generate a competitive advantage in the market segment of aviation products, lower costs of production, improve quality, strengthen the system of monitoring the implementation of innovative projects and information support of management activities in scientific and industrial organizations of the aviation industry. Proposals put forward the quality to promote of sound management decisions.

Разработка и внедрение профессиональных стандартов

Хасянова А.М., Семина А.П., Федотова М.А.

МАИ, г. Москва

В настоящее время аэрокосмическая отрасль России испытывает множество трудностей в области управления персоналом: нехватка квалифицированных кадров, низкое качество обучения и развития персонала на предприятии, низкая оплата труда, высокая текучесть кадров, в частности молодых специалистов. Разработка профессионального стандарта – создание подробного перечня требований к квалификации, образованию, навыкам и умению работника, необходимых для осуществления трудовой деятельности. Эксперты от МАИ (НИУ) активно участвуют в разработке профстандартов. Уже подписано соглашение о сотрудничестве с Объединённой авиастроительной корпорацией, готовится аналогичный договор с ГК «Роскосмос». Профстандарты необходимы работодателям для того, чтобы формировать кадровую политику, разрабатывать систему мотивации и стимулирования, работникам для того, чтобы планировать свой карьерный рост, оценивать свои потребности в обучении, образовательным организациям для того, что бы разработать учебные планы и сократить разрыв знаний студентов, полученных в вузе, и теми, что требуются для работы в организации, службам занятости и частным агентствам для того, чтобы оказывать услуги профориентации. Целями внедрения являются создание и формирование качественных программ обучения, обеспечение взаимодействия рынка труда с системой образования. Необходимо различать профессиональные стандарты и квалификационные справочники. Разработкой профстандартов занимаются различные объединения работодателей, профессиональные сообщества, саморегулируемые организации, иные некоммерческие организации с участием образовательных организаций профессионального образования и др.

Внедрение профессиональных стандартов в организации — это сложный многоуровневый процесс. Этапы внедрения: сформировать временную проектную группу, назначить руководителя рабочей группы, разработать пошаговый план работ по внедрению профстандарта, ознакомить руководителей подразделений с законодательной базой по внедрению профстандартов, реализовать мероприятия, предусмотренные планом, подготовить проект плана обучения работников, подвести и систематизировать итоги работы рабочей группы, представить отчеты о результатах генеральному директору. С 01.07.2016 на территории РФ начала действовать система профстандартов.

Целью работы является изучение профессионального стандарта, соотнесение его с образовательным, определение задач, стоящих перед работодателем при внедрении профстандартов и их решение, исследование профессиональных стандартов, разработанных ГК «Роскосмос».

Development and implementation of professional standards

Khasyanova A.M., Semina A.P., Fedotova M.A.

MAI, Moscow

Russian aerospace industry has difficulties in the field of personnel management: lack of qualified personnel, poor quality of staff training and development in the enterprise, low wages, purposeless personnel evaluation, which leads to staff turnover, in particular drain of young professionals. In order to normalize the work of employees of the organization, for the development of job descriptions, as well as competent evaluation of knowledge worker, and so on. using professional standards. Professional standard is a detailed list of requirements for the education, skills, work experience, knowledge and skills for different professionals' skill levels. Experts from the Moscow Aviation Institute (National Research University) actively participate in the development of professional standards. Already signed a cooperation agreement with the United Aircraft Corporation, is preparing a similar agreement with SC "Roskosmos". The objectives of the introduction of professional standards is to create quality educational programs and vocational training programs, ensuring interaction and communication of the labor market and the education system. Professional standards can be the basis for the creation of certification systems and certification of various categories of personnel, to develop and implement human resource development programs, as well as for the creation and implementation of agreed programs of training and retraining.

The introduction of professional standards in the organization - it's a multi-level process, which begins with a study of the text of the standard in order to determine the scope of activities and, accordingly, positions to which it is applicable. The Russian Federation launched professional standards system on 01.07.2016. The structure is all about the same professional standards as drawn up on the basis of a standard layout, approved by Order of the Ministry of Labour of Russia dated 04.12.13 number 147n. For information about each approved professional standards should be included in a special register. Clause 25 of the Rules № 23 RF Government Decree of 22.01.13 stipulates that the professional standards used by employers in the following cases: in the formation of personnel policy and personnel management at the organization of training and certification of workers in the development of job descriptions, while

charging for work assignment tariff discharges employees, in establishing pay systems allowing for the organization of production, labor and management.

The aim is to study the professional standard, matching it with the education, the definition of tasks of the employer in implementing professional standards and solutions, study of professional standards developed by SC “Roskosmos”.

Политика КСО как инструмент формирования бренда работодателя компании в Крыму

Хромова С.А., Федотова М.А., Тихонов А.И.

МАИ, г. Москва

Целью данной работы является изучение специфики построения убедительного бренда работодателя с помощью инструментов и элементов политики КСО с учетом особенностей аэрокосмической отрасли.

Способность привлекать и удерживать лучших специалистов на рынке является ключевым для любой организации, еще сильнее необходима она в высокотехнологических секторах, таких как аэрокосмическая отрасль, где нишевый и узкоспециализированный набор навыков работника пользуются высоким спросом. В работе раскроется, как организации могут укрепить свои отношения со стейкхолдерами (существующими и потенциальными сотрудниками и внешними заинтересованными сторонами) путем эффективной коммуникации с использованием ценностей бренда, особенностей отрасли, а также внедрением элементов политики КСО в повседневную жизнь компании.

Политика Корпоративной социальной ответственности учитывает интересы всех групп, на которые она направлена и включает в себя тесное взаимодействие со всеми категориями стейкхолдеров. Бренд работодателя так же имеет прямое отношение к восприятию компании в глазах всех основных заинтересованных сторон, но более конкретно касается текущих и потенциальных сотрудников организации. Он более сконцентрирован на том, как соискатели видят компанию, ее историю, поведение на рынке и как они представляют себе работу в ней. Эффективный бренд работодателя может значительно уменьшить расходы, предоставить широкий пул кандидатов на выбор, что особенно важно узких рынках найма, где конкуренция за лучший талант является жесткой. Кроме того, из-за высокой консервативности и закрытости компаний аэрокосмического направления именно эффективный комплекс КСО вместе с внедрением HR бренда на уровне идеологии компании при должном уровне освещения и высоком взаимодействии с внешними заинтересованными сторонами способен сделать организацию Top of mind – медийным лидером отрасли. Именно такой эффект открытости и информационного лидерства способен сделать как компанию, так и отрасль в целом более привлекательной для молодых специалистов: привлечение которых является одной из наиболее важных целей современного HR в аэрокосмической сфере.

Например, оздоровительно-учебный центр МАИ «Алушта» способствует формированию положительного бренда, т.к. ежегодно в лагере проходят летнюю практику студенты ряда факультетов МАИ, и на базе ОУЦ «Алушта» регулярно проводятся научно-технические конференции, в которых принимают участие студенты и сотрудники как МАИ, так и других вузов.

Policy CSR as a tool for the formation of the company's employer brand in the Crimea

Khromova S.A., Fedotova M.A., Tikhonov A.I.
MAI, Moscow

The aim of this work is to study the specifics of building a compelling employer brand with tools and elements of CSR policies allowing for the aerospace industry.

The ability to attract and retain the best talent in the market is the key to any organization, it is even more necessary in high-tech sectors such as aerospace, where niche and highly specialized set of employee skills are in high demand. The paper revealed how organizations can strengthen their relationships with stakeholders (current and potential employees and external stakeholders) by using effective communication of brand values, especially industry, as well as the introduction of elements of CSR policy in the daily life of the company.

Corporate Social Responsibility Policy takes into account the interests of all groups to which it is directed and includes close collaboration with all categories of stakeholders. Employer Brand also has a direct bearing on the perception of the company in the eyes of all major stakeholders, but more particularly to current and potential employees of the organization. It is more focused on how job seekers can see the company, its history, behavior in the market and how they are currently working there. An effective employer brand can significantly reduce costs, provide a wide pool of candidates to choose from, which is especially important bottlenecks recruitment markets, where the competition for the best talent is fierce. In addition, due to the high conservatism and secrecy aerospace company direction is an effective set of CSR, together with the introduction of HR brand on the level of ideology of the company at the right level of illumination and high interaction with external stakeholders is able to make the organization Top of mind – media industry leader. This is the effect of transparency and information leadership able to do as a company and the industry as a whole more attractive to young professionals: the attraction of which is one of the most important goals of modern HR in the aerospace field.

For example, recreational and educational center MAI “Alushta” contributes to a positive brand since annually in the camp are a series of summer practice, students of faculties of MAI, and on the basis of CLC “Alushta” regular scientific and technical conferences, in which students and staff are taking part as the MAI, and other universities.

Специфика синдрома эмоционального «выгорания» у работников аэрокосмической отрасли с различным профессиональным стажем

Цыганова Н.А., Коновалова В.Г.
MAI, г. Москва

Аэрокосмическая отрасль является перспективной и быстро развивающейся. Однако существует ряд проблем, связанных с обеспечением кадрами данную отрасль, с адаптацией и удержанием. Аэрокосмическая отрасль является наукоёмкой, поэтому важно не только, какое количество человек придет на предприятие, но и так же качества этих работников, их знания, умения и навыки, их профессионализм. Одной из важных проблем в области удержания кадров является синдром «эмоционального» выгорания (СЭВ).

В особенности данная тема актуальна для работников авиационной и ракетно-космической промышленности, так как направление работы в этой области наиболее значимо в нашей жизни и порой работник испытывает стресс, боязнь в неправильных действиях, причем не только для своей жизни, но и для остальных людей.

«Выгорание» – это ответная реакция на продолжительные стрессы в сфере межличностного общения. Погоня за результатом, не всегда правильно организованная работа с коллективом, организационные и профессиональные стрессы, однообразие повторяющихся действий, напряженный ритм работы, отсутствие мотивации и поощрений, неясная постановка задач, переутомление, душевное неспокойствие являются причинами СЭВ. Существенная роль в борьбе с синдромом эмоционального выгорания отводится, прежде всего, самому работнику.

В целях направленной профилактики синдрома эмоционального выгорания следует стараться рассчитывать и обдуманно распределять свои нагрузки, учиться переключаться с одного вида деятельности на другой, проще относиться к конфликтам на работе, не пытаться быть лучшим всегда и во всем.

Делая вывод, мы определяем, что, соблюдая перечисленные ниже рекомендации, работник сможет достичь снижения степени синдрома: определение краткосрочных и долгосрочных целей (повышает долгосрочную мотивацию; достижение краткосрочных целей – успех, который повышает степень самовоспитания); использование «тайм-аутов» (отдых от работы); овладение умениями и навыками саморегуляции (релаксация); профессиональное развитие и самосовершенствование (одним из способов предохранения от синдрома эмоционального выгорания является обмен профессиональной информацией с представителями других служб); уход от ненужной конкуренции (бывают ситуации, когда ее нельзя избежать, но чрезмерное стремление к выигрышу, делает человека агрессивным); эмоциональное общение (когда человек анализирует свои чувства и делится ими с другими, вероятность выгорания значительно снижается); поддержание хорошей физической формы.

Specificity of emotional “burnout” syndrome in the aerospace industry workers with different professional experience

Tsyganova N.A., Konovalova V.G.

MAI, Moscow

The aerospace industry is a challenging and fast-paced. However, there are several problems associated with the provision of this industry personnel, adaptation and retention. The aerospace industry is a knowledge-intensive, so it is important not only how many people will come to the company, but also the quality of the employees, their knowledge and skills, their professionalism. One of the important problems in the field of retention is a syndrome of “emotional” burnout.

In particular, the topic is relevant to employees of aviation and aerospace industries as well as the direction of the work in this area is the most significant in our lives and sometimes the employee is under stress, the fear in wrong-doing, not only for his life, but also for other people.

“Burnout” – a response to prolonged stress in the field of interpersonal communication. The pursuit of the result is not always properly organized work with the team, organizational and professional stress, monotony of repetitive actions, intense rhythm of work, lack of motivation and incentives with unclear objectives, overwork, mental unrest are the causes of the syndrome of “emotional” burnout. A significant role in the fight against the syndrome of emotional burnout is given primarily to the employee.

For the purpose of targeted prevention of burnout syndrome should try to count and deliberately allocate their burden, learn to switch from one activity to another, easier to relate to conflicts at work, do not try to be the best, always and everywhere.

Concluding, we determine that, following the recommendations listed below, the employee will be able to achieve the reduction of the degree of the syndrome: the definition of short-term and long-term goals (increase the long-term motivation, achievement of short-term goals – success, which increases the degree of self); Use “time-outs” (from work and leisure); mastery of skills and abilities of self-regulation (relaxation); professional development and self-improvement (one way to protect against burnout is the exchange of professional information with other services); avoiding unnecessary competition (there are situations where it can not be avoided, but an excessive desire for gain, makes a person aggressive); emotional communication (when one analyzes their feelings and share them with others, the likelihood of burnout is significantly reduced); maintaining good physical shape.

Оценка рисков проектов в газотурбинном двигателестроении

Черных Н.А.

НПО Сатурн, г. Рыбинск

Автором выявлены и проанализированы риски проекта по развитию и коммерциализации компетенций в сфере разработки, освоения технологий изготовления образцов деталей газотурбинного двигателя из полимерных композиционных материалов и их мелкосерийного производства в России [1]. При анализе экономических рисков использовались следующие методы:

1) анализ чувствительности (классический метод поворотных точек (критических параметров) и метод ранжирования рисков с помощью диаграммы «торнадо») для оценки влияния основных параметров финансовой модели на результирующий показатель;

2) корректировка нормы дисконта, при этом различные виды неопределенности и риска формализованы в виде премии за риск, которая включается в ставку дисконтирования;

3) проведен сценарный анализ, позволивший совместить исследование чувствительности результирующего показателя с анализом вероятностных оценок его отклонений;

4) рассчитаны 2 меры риска: индивидуальная VaR, характеризующая потенциальную угрозу для ценности компании, и ожидаемый дефицит ES;

5) рассчитан критерий оптимизма-пессимизма Гурвица, устанавливающий баланс посредством выпуклой линейной комбинации между критерием Вальда и критерием Сэвиджа;

6) имитационное моделирование «Монте-Карло» для серии из 10 000 численных экспериментов;

7) метод нечетких множеств, при этом использована треугольная функция принадлежности и интегральная оценка совокупного риска V&M Воронова и Максимова.

Выводы

На конкретном проекте показано, что хозяйственная деятельность инновационно-активных предприятий газотурбинного двигателестроения сопровождается неопределенностью и рисками. Современная практика риск-менеджмента не ограничивается использованием одного метода, а чаще всего применяет их комбинации для повышения достоверности результатов анализа. Приведенный выше комплекс методов анализа экономических рисков позволяет своевременно получить достоверную информацию о рисках, необходимую для управления ими, а также может быть рекомендован для оценки инвестиционных качеств объектов капитальных вложений при создании инновационного экономического окружения отечественных предприятий в газотурбинном двигателестроении.

1. Н. А. Черных. Оценка рисков на этапе создания малого инновационного предприятия в газотурбинном двигателестроении // Вестник Московского авиационного института, 2015, том 22, № 4. С. 177-187.

Risk assessment of projects in the gas turbine engine industry

Chernyh N.A.

NPO Saturn, Rybinsk

The author identified and analyzed risks of the project on the development and commercialization of competencies in the field of development and familiarization of the manufacturing technologies of the gas turbine engine sample parts made of polymer composite materials and their small-scale production in Russia [1]. The following methods were used in the analysis of economic risks:

- 1) Sensitivity analysis (classical method of turning points (critical parameters) and risk ranking method using the “tornado” chart) to estimate the influence of the main parameters of the financial model on the resulting indicator;
- 2) Adjustment of the discount rate, while various types of uncertainty and risk are formalized in the form of the risk premium, which is included in the discount rate;
- 3) A scenario analysis was conducted, which allowed to combine the study of the sensitivity of the resulting figure with the analysis of probabilistic estimates of its deviations;
- 4) 2 risk levels were calculated: individual VaR, characterizing the potential threat to the company's values and the expected ES shortfall;
- 5) Hurwitz pessimism-optimism criterion was designed establishing the balance between the Wald and Savage criteria by means of a convex linear combination;
- 6) Monte Carlo simulation for a series of 10 000 numerical experiments;
- 7) The fuzzy sets method utilizing the triangular membership function and integral evaluation of the overall V&M risk by Voronov and Maksimov.

Conclusions

It was shown on a particular project that economic activity of innovative enterprises producing gas turbine engines is accompanied by uncertainty and risks. The current practice of risk management is not limited to using a single method, conversely it most commonly uses their combinations to enhance the reliability of the analysis results.

The above set of economic risk analysis techniques allows to obtain reliable information on risks timely necessary for the risks management, and may be recommended for the evaluation of investment qualities of objects of capital investments to create innovative economic environment of domestic enterprises in the gas turbine engine industry.

1. Chernykh, N.A. Risk assessment at the stage of creation of small innovative companies in the gas turbine engine industry // Bulletin of the Moscow Aviation Institute, 2015, Volume 22, No. 4. P. 177-187.

Новые направления в отборе и оценке персонала организаций авиакосмической отрасли

Шаталова М.Ю., Семина А.П., Силантьева Е.А.
МАИ, г. Москва

Авиакосмическая отрасль России является наиболее наукоемкой и требует особого внимания к себе как со стороны технологического и технического оснащения, так и со стороны управления человеческими ресурсами. В современном мире многое зависит от грамотного управления, особенно это актуально и для авиакосмической отрасли, которая является перспективной и быстро развивающейся.

Последнее время многие организации авиакосмической отрасли России стали уделять особое внимание отбору персонала, т.к. грамотный кадровый менеджмент способствует росту организации в условиях изменяющейся внешней среде. Следует различать отбор и подбор персонала. Отбор персонала - кадровая технология, которая позволяет понять соответствует ли кандидат конкретной должности, основной акцент ставится на изучение психологических и профессиональных качеств работника. Подбор – создание резерва кандидатов, из которого организация в дальнейшем сделает отбор наиболее подходящих для конкретной должности работников.

Существуют классические методики отбора персонала - собеседование, анкетирование, тестирование, центры оценки, резюме. Данные методики уже давно изучены и широко применяются. Однако не все традиционные методики и не всегда учитывают нюансы в отборе и оценке и дают точные результаты. Помимо классических методик отбора персонала в настоящее время компании как зарубежные, так и российские стали обращать внимание и на новые направления в отборе и оценке персонала и пытаться внедрять их в свою систему кадрового менеджмента, такие как Brainteaser-интервью («интервью, шекочущее мозг»), астрология, хиромантия, графология, физиогномика, соционика, экстрасенсорика, психотипы личности, цветовосприятие, нумерология, френология, язык мимики и жестов и проч.

Brainteaser-интервью (дословно «интервью, шекочущее мозг») – это проверка аналитического мышления и творческих способностей соискателя. Физиогномика-способность определить психологические черты человека по внешним признакам. Соционика – наука, изучающая процесс переработки психикой человека информации из окружающего мира. Графология – изучение специалистами характера по почерку.

В заключение хотелось бы отметить, что данные методы отбора персонала при отборе в организациях используется редко, т.к. требуют дополнительных

финансовых вложений, однако они помогают при оценке кандидата на должность.

**New directions in the selection and evaluation of personnel organizations
aerospace industry**

Shatalova M.Y., Semina A.P., Silanteva E.A.
MAI, Moscow

Russian Aerospace industry is the most knowledge-intensive and requires special attention to itself from both the technological and technical equipment, as well as from the human resources management. In today's world, a lot depends on good governance, this is especially true for the aerospace industry, which is a challenging and fast-paced.

Recently, many organizations aerospace industry in Russia began to pay special attention to the selection of personnel, as competent personnel management promotes the growth of the organization in a changing external environment. It is necessary to distinguish between the selection and recruitment. Recruitment - HR technology that allows us to understand whether the candidate meets the specific positions, the main emphasis is on the study of the psychological and professional qualities of the employee. Selection - the creation of a reserve of candidates from which the organization in the future will make the selection of the most suitable for a particular office workers.

There are classic methods of personnel selection - interview, questionnaires, tests, assessment centers, CV. These techniques have long been studied and are widely used. However, not all traditional techniques and always take into account the nuances in the selection and evaluation and give accurate results. In addition to the classical methods of selection of personnel currently companies both foreign and Russian began to pay attention to new trends in the selection and evaluation of personnel and try to implement them into its system of personnel management, such as Brainteaser-interview ("interview tickling brain"), astrology, palmistry, graphology, physiognomy, socionics, ESP, psycho personality, color perception, numerology, phrenology, body language and so on.

Brainteaser-interview (literally "interview tickling brain") - this is a test of analytical thinking and creative abilities of the applicant. Physiognomy-the ability to identify the psychological traits of a person by their appearance. Socionics - a science that studies the process of refining the human psyche of information from the outside world. Graphology - the study of the character of the handwriting experts.

In conclusion, it should be noted that these staff selection methods for the selection of organizations is rarely used because require additional financial investments, but they help in the evaluation of the candidate for the post.

**Автоматизированная платформа контрактного взаимодействия в
авиационной отрасли**

Штыров. Д.В., Новиков С.В.
МАИ, г. Москва

Актуальность выбранной темы обуславливается необходимостью создания реестра надежных поставщиков авиационной отрасли, а также отказом от привлечения третьих сторон в процесс совершения сделки.

Проведенный анализ подтвердил эффективность решения указанных задач путем создания автоматизированной электронной платформы.

Цель работы: разработать информационную систему, обеспечивающую удобный способ взаимодействия контрагентов, возможность поиска наиболее выгодных партнеров и товаров с поддержанием функции проведения взаиморасчетов между контрагентами в рамках системы.

Сегодня в авиационной отрасли выделяют 4-5 уровней поставщиков. Каждое из предприятий подуровня имеет от нескольких десятков до нескольких тысяч компаний, предоставляющих продукцию. В то же время, в цепи поставок возникают дополнительные поставщики, что ведет к росту затрат и, как результат, увеличению конечной стоимости продукции.

Результаты исследования показали, что для сокращения общего числа организаций в цепочке поставок необходимо оптимизировать процесс выбора поставщика и создать объективную систему оценки и рейтинга контрагентов. Анализ рынка также показал, что существующие платформы взаимодействия поставщиков и заказчиков не имеют подобных систем, или же они необъективны, что значительно усложняет процесс выбора нужного партнера. Таким образом, предлагаемая в данной работе платформа позволяет исключить третью сторону сделки и вести бизнес непосредственно с производителем.

Для выявления возможности исключения финансового посредника из процесса совершения сделки был проведен анализ рынка информационных технологий. Он показал, что для реализации данной задачи лучше всего подходит технология «умных» контрактов. Эта технология позволяет переложить ответственность за контроль соблюдения условий сделки со сторонних организаций на математический алгоритм.

Разработка и внедрение автоматизированной платформы позволит:

- создать реестр поставщиков для дальнейшего его использования при выборе надежного партнера;
- сэкономить на собственном проведении анализа рынка и проверки потенциальных поставщиков;
- отказаться от услуг консультационных фирм, сократить цепочку поставщиков;
- сэкономить контрагентам до 3% от каждой сделки за счет исключения сторонних финансовых организаций;

Таким образом, система будет взаимовыгодна как для заказчиков, так и для поставщиков.

Automated platform for contract interaction in aviation industry

Shtyrov D.V., Novikov S.V.

MAI, Moscow

The relevance of chosen theme is determined by the need to create the registry of reliable suppliers and by refusing to engagement third-party companies in a deal.

Analysis has shown the efficiency of solving that task by creating automated electric platform.

The purpose of this work: to create information system providing the easy way of contract interaction, the search of the most reliable partners as well as the settlement function inside the system.

Today 4-5 supplier levels are distinguished in aviation industry. Each of sub-level company has from several providers to hundreds. At the same time additional suppliers appear in supply chain and this leads to the growth of expenses and, as a result, rising cost of final goods.

Results of research have shown quantity of companies in supply chain to reduce is necessary to optimize supplier choosing process and to create an objective ranking system of counterparties. The market analysis has shown that current platforms do not have alike systems or they are not objective. Thus, the suggested platform allows excluding third party from the deal and doing business with a producer in direct.

The analysis of the information technology market has been done on a purpose identifying possibility of excluding a financial intermediary from the process of doing business. It shows smart-contract technology to be the most efficient for solving considering task. This technology allows shifting the responsibility for terms of arrangement control from third-party organizations to mathematic algorithm.

Developing and implementation of the automated platform allows:

- to create the supplier registry for the further use when choosing a reliable partner;
- to save money on market analysis and compliance assessment by itself;
- to refuse to consulting services;
- to reduce quantity of suppliers and distributors in supply chain;
- to save three percent of each deal due to excluding third-party financial organization.

Thus, the system is mutually beneficial for customers and for suppliers.

Полнкластерный подход для создания гражданской авиапромышленности

Щербанов А.С.
МАИ, г. Москва

В докладе отображена концепция создания гражданского авиапрома, в связи с тем, что рынок гражданского авиастроения является глобально растущим рынком без национальных границ, где идет жесткая конкурентная борьба национальных производителей, таких как Boeing (США), Airbus (ЕС), Embraer (Бразилия) и Bombardier Inc. (Канада).

Сегодня существует точка зрения, что основным критерием оценки деятельности отраслей является кластер, состоящий из взаимосвязанных однородных производственных мощностей, расположенных в одном или нескольких регионах. Роль кластеров в развитии отраслей определена в Постановлении РФ от 31 июля 2015г. №779 «О промышленных кластерах и специализированных организациях промышленных кластеров».

Роль кластеров в экономике исследовали Маршалл, Кругман, Портер, Фримен. Эти экономисты объяснили с научной точки зрения синергетический

эффект увеличения производительности при территориальном расположении производства.

По ряду определенных исторических, политических, экономических причин Россия появилась на географической карте мира при распаде СССР.

Россия взяла курс на развитие рыночной экономики, но надо понимать, что рыночную экономику делают люди, а как построить рыночную экономику в государстве с социалистическим строем. Рынок – это прежде всего агрессия. В гражданском авиастроении-это заметно невооруженным взглядом. Мировые авиапроизводители сделали все, чтобы гражданская авиапромышленность в России была свернута и не была конкурентоспособной на мировом рынке.

В переходный период в России были созданы такие структуры как ОАК, ОДК, КРЭТ, которым вменяется в обязанность противостоять мировым авиапроизводителям. На данный момент внутренний рынок России на 70-80% занят импортной авиатехникой.

Для того, чтобы противостоять международным авиапроизводителям, необходимо создать в России самостоятельный центр гражданского авиастроения, обеспечивающий поставки авиатехники, как на внутренний рынок, так и на мировой рынок.

Поиск нового подхода для кооперации с такими странами, как Китай, Индия, Иран. Необходимо пересмотреть национальную политику в отношении гражданского авиастроения.

«Гражданская авиация – это не только средство транспорта, в значительной степени, она определяет экономику и политику государства, поскольку в ней аккумулируются научно-технические достижения практически всех отраслей народного хозяйства» Г.В.Новожилов – генеральный конструктор.

Policestory approach to create a civil aviation industry

Sherbanov A.S.

MAI, Moscow

The report shows the concept of the creation of the civil aviation industry, due to the fact that the market of civil aviation is a globally dis-tusim market without national boundaries, where there is stiff competition for the national producers, such as Boeing (USA), Airbus (EC), Embraer (Brazil) and Bombardier Inc. (Canada).

Today there is a view that the main criterion of the evaluation of the branches is a cluster of interrelated od-neous production facilities, located in one or many regions. The role of clusters in the development of industries identified in the Post-revival of the Russian Federation from July 31, 2015. No. 779 “About the industrial clusters and special-lizirovania organizations industrial clusters”.

The role of clusters in economy of the researched Marshall, Krugman, porter, Freeman. These economists explained from a scientific point of view, a synergistic effect of increasing the performance of the territorial location of production.

On a number of specific historical, political, and economic reasons Russia appeared on the map of the world with the collapse of the USSR.

Russia has embarked on the development of market economy, but we have a pony mother that a market economy people do, and how to build a market economy in a state with a socialist system. The market is primarily aggression. In the civil aircraft industry, which is noticeable to the naked eye. World aircraft manufacturers have done

everything to the civil aviation industry in Russia was phased out and was not konkurences-able on the world market. During the transition period in Russia were created by structures such as UAC, UEC, a subsidiary of KRET, which is charged with the duty to confront the global aircraft manufacturers. At the moment, the domestic market of Russia 70-80% occupied with imported aircraft.

In order to confront international aircraft manufacturers, it is necessary to create in Russia an independent center of civil aviation, ensuring the delivery of aircraft to the domestic market and world market.

The search for a new approach to cooperation with countries such as China, India, Iran. National policies should be reviewed regarding the scientific research Institute of civil aviation.

“Civil aviation is not only a means of transport, in considerable degree, it determines the economy and politics of the state, since it is accumulated scientific and technological achievements in almost all sectors of the economy” G. V. Novozhilov – General konstruktor.

Алфавитный указатель

Index

Абашев В.М.	270, 286, 328	Байрамов С.И.	488
Аббаварам Ревант Редди.....	251	Баковкин А.Р.	610
Абгарян В.К.	297	Балашов В.В.	297, 299
Абгарян К.К.	482	Балкен Д.Б.	122
Аванесова А.С.	484	Балык В.М.	119, 138
Авдеев А.В.	306	Банных Н.С.	612
Авдошкин А.Н.	485	Банов М.Д.	166, 243
Аверина Т.А.	568	Баранов А.А.	164
Аврамец Д.Р.	158	Бардин Б.С.	485
Авруцкий В.В.	159	Барменков Е.Ю.	617
Азиков Н.С.	161	Барсегян О.В.	206
Акимов Д.В.	253	Бапилов А.М.	525
Акимов Н.Б.	47	Баязитов Ш.К.	327
Александров М.Н.	602	Безъязычный В.Ф.	230
Алексеев А.Н.	379	Беклемищев Н.Н.	166,206,243,508
Алексеев В.А.	117	Беклемищев Ф.С.	439
Алексеев Г.А.	342	Белкин В.Д.	382
Алексеев И.А.	197	Белов М.В.	62
Алексеева П.А.	603, 676	Белоусов А.И.	292
Алексеев А.С.	461	Беляев Е.Н.	263
Алиева Д.А.	12	Беляков А.Ю.	39
Алилуев С.В.	419	Беляков В.А.	264
Альтшулер А.Ш.	144	Береговой В.Г.	79, 224
Андреев Д.В.	13	Бережной Д.А.	384
Андрианов И.К.	486	Бецофен С.Я.	179
Андрианов М.М.	381	Бисенов О.В.	18, 27
Андросович И.В.	162	Блюменталь С.В.	614
Антропов Н.Н.	255	Блюменталь Я.В.	614
Арапов Г.Е.	32	Бобе Л.С.	126, 135
Арношник В.Д.	605	Бобрик А.А.	257
Арувелли С.В.	15	Бобров А.А.	17, 93
Арцимович А.И.	607	Бобронников В.Т.	152
Ассаулов И.Ю.	438	Бобылёв А.В.	389
Афонин А.А.	351, 435	Бобырев Д.А.	398
Афонина О.А.	653	Богатый А.В.	255, 256, 297
Ахмадиев А.Ф.	343	Богданов А.В.	67
Ахметжанов Р.В.	256, 297	Богданов И.В.	94
Ахметов Р.Н.	223	Богданович В.И.	259
Ахрамович А.А.	609	Болотин И.В.	489
Ашимов И.Н.	89	Болховитин М.С.	275
Бадретдинова Д.Ф.	90	Большаков С.И.	616
Байков А.Е.	484	Борисов Е.А.	260
Байрамов К.Р.	103, 136, 139	Борисова Е.В.	602, 617

Боровик И.Н.	507	Воробьев Е.В.	299
Боровиков Д.А.	262, 275	Воробьева С.С.	266
Бородин И.Д.	39	Воронов Е.М.	431
Брагазин В.Ф.	26, 78	Гавва Л.М.	19
Бруханский А.В.	582	Гавриш О.Н.	494
Брюханова Е.Н.	348	Галамай А.А.	102
Бугаева Е.В.	385	Галеев А.В.	174
Бузулук В.И.	57	Галкина Е.Е.	622, 645, 668
Бульгин М.Л.	96	Ганичева А.К.	584
Бурман Л.С.	700	Гарибян Б.А.	495
Бусурин В.И.	396, 409	Герасименко Н.А.	497
Бухаров С.В.	168	Герман И.М.	498
Быканов И.Ю.	387	Гиголо А.И.	374
Быков А.В.	109	Гидаспов В.Ю.	499, 523, 577
Быков Л.В.	269, 557	Глазков В.С.	500
Бычков Н.Г.	159	Гоголев А.А.	444
Бычкова К.А.	17, 93	Голдовский А.А.	445, 455
Вавилов В.Е.	388	Голубев Д.А.	346
Вагапов У.Д.	441	Гончаревич А.А.	446
Вакульчук В.И.	67	Гончаров В.Ю.	501
Валевин Е.О.	168	Горелов А.О.	176
Валитов Р.Р.	345	Горелов Б.А.	624
Варванина Ю.В.	619	Горский А.А.	182
Варфоломеев М.С.	172	Горченко Л.Д.	139
Василевский Д.О.	264	Горшков А.А.	103
Васильев М.И.	491	Грдичко Д.П.	320
Васильев Р.П.	57	Грибков В.Н.	389
Васильев Ф.В.	176	Грибков Н.В.	389
Васильева Е.В.	235	Григорусь Е.Н.	65
Васильева О.Г.	140	Григорьев И.В.	47
Васильева С.С.	18	Грипаева С.А.	609
Величко А.Н.	94	Грипанина Т.В.	68
Видяйкин А.А.	442	Грипанович И.А.	625
Викулин А.В.	272	Гришин В.Е.	510, 584
Виндекер А.В.	98	Гришин Д.В.	627
Виноградов А.Б.	345	Гришин И.А.	21
Виноградов Д.А.	468	Гришин И.И.	502
Власенко А.Н.	169	Громьшсков А.Д.	47
Власова О.М.	620	Гротова О.Н.	307
Воденников А.В.	468	Грумондз В.Т.	64
Воеводин П.С.	100	Грызгин С.В.	105
Войсковский А.П.	101	Губайдуллин И.Х.	504
Войтковский С.В.	171	Гуереп Д.	22
Волков В.А.	493	Гузева Д.И.	24
Волокитин Д.А.	399	Гуревич Б.И.	57
Воробьев А.А.	79, 172	Гурина Т.А.	576
Воробьев А.Г.	263, 264, 266	Гурьянов А.В.	42, 55

Гурьянов А.И.	276, 295	Егорова Ю.Б.	242
Гусаков А.Г.	628	Ежов А.Д.	269
Гусаков Д.В.	388	Емельянов А.В.	484
Гусейнли Д.Н.	25	Ендогур А.Е.	211
Гуцевич Д.Е.	506	Еремкин И.В.	270, 286, 328
Гюльмагомедов Н.Х.	391	Ермаков С.А.	461
Давыдов А.Д.	630	Ермакова О.В.	633
Дайнов М.И.	622	Ермохин Е. А.	514
Даутов Д.Р.	267, 292	Ерофеев Е.В.	30, 420
Дацок М.М.	632	Жаринов И.О.	55
Дежин Д.С.	401	Жаринов О.О.	42
Дембицкий Н.Л.	371	Жданова Д.С.	639
Дементьев А.А.	26	Желнин В.Н.	32
Демидов А.С.	328	Желонкин В.И.	32, 84
Демин П.П.	507	Желонкин М.В.	84
Денискин Ю.И.	638	Женевская И.Д.	516
Денисова И.П.	491, 581	Животов Н.П.	270, 286
Десятник П.А.	84	Жигулевцев Ю.Н.	412
Дзгоев Т.Р.	178	Жирихин К.В.	33
Дианова Е.В.	624, 633, 636	Жуков П.А.	395
Дмитриев Р.В.	635	Жуковский С.Ю.	389
Дмитриев С.Ю.	267, 292	Завьялов М.А.	488
Добровольский С.В.	205	Загаровский А.А.	206
Добычина Е.М.	372	Задорожная О.Н.	183
Докторов А.Н.	375	Зай Яр Вин	108
Долгов О.С.	15	Зайцева Е.П.	517
Долгова М.И.	179	Зайчик Л.Е.	84
Домени А.С.	392	Зарецкий Б.Ф.	131
Дубинский М.О.	636	Захаров И.В.	466, 474
Дублева А.П.	146	Заяц Ф.В.	348
Дубравин Ю.А.	508	Зве Маунг Маунг	185
Дубровин А.В.	638	Звягинцева И.И.	641
Дудкевич И.А.	181	Зеленина И.В.	168
Духопельников Д.В.	299	Земляная В.А.	272
Душелобов А.И.	510	Зенин А.И.	654
Дьяконов Г.А.	255	Зинин А.В. ...	159, 161, 186, 193, 218, 643
Дюг А.Ю.	33	Зинин Ф.А.	188
Дядищев А.В.	433	Зубань В.Н.	643
Дятлов В.М.	394	Зубканс А.В.	349
Е Вин Тун	511	Зуева Т.И.	641
Евдокимов Ю.Ю.	182, 227	Зьонг Дьк Ха	371
Евдокимова М.Д.	513	Иванов В.А.	127
Евсеев Д.А.	391	Иванов Д.Н.	109
Егоров В.А.	27	Иванов Н.С.	401
Егоров Д.В.	29	Иванова С.С.	273
Егоров Ю.Г.	106, 112, 148	Иванова Ю.А.	612
Егорова М.В.	510	Игнаткин Ю.М.	53

Иконников М.А.	448	Ковалев К.Л.	401
Иксанов Х.С.	332	Коваленко К.А.	39
Ильясов М.Х.	25, 56	Кожевников В.В.	291
Ильясов Р.И.	401	Козлов М.Э.	402
Ионов А.В.	262, 275	Козорез Д.А.	120, 157
Иргалеев И.Х.	34	Козяйчев А.Н.	40
Исаев В.В.	189	Коледов М.Н.	41
Исаков В.В.	191	Коломийчук С.А.	351, 435
Исмагилов Ф.Р.	388	Колосовская Т.П.	450
Йин Наинг Вин	396	Комар А.В.	422
Кабанов А.В.	645, 668	Комаров В.А.	37, 50, 220
Кажичкин С.В.	33, 195	Комаров М.В.	612
Кайков К.В.	193	Комаров О.А.	267, 292
Калинина К.Л.	276	Комиссаров А.А.	294
Калошина М.Н.	620, 636	Комраков А.В.	522
Камалиева Р. Н.	194	Кондаков А.В.	656
Камкин Е.Ф.	136	Кондратьева С.Г.	374
Канащенко А.А.	647	Конкевич В.Ю.	169
Канев С.В.	278	Коновалов А.В.	281
Капырин Н.И.	381, 398	Коновалова В.Г.	663, 709
Карамов С.В.	280, 311, 402, 405, 417	Коновалова О.В.	695
Карасёв Ю.В.	649	Кононов Д.С.	523
Карбовская В.В.	651	Кононова В.В.	295
Карманов А.Г.	310	Коноплев Т.Е.	446
Карплюк Д.С.	283	Копбаев Р.А.	452
Карпович Е.А.	36	Копылов А.А.	47
Картуков А.В.	58	Коржуева Л.М.	620
Касаткин М.М.	285	Кормова Д.В.	525
Качалин А.М.	183	Корнеева Е.В.	632
Качаравя И.Н.	182, 195	Коробатов В.Я.	610
Капина И.А.	552	Королев В.А.	525
Каширин Д.А.	256	Корякин Л.А.	658
Квашенникова О.М.	651	Коскова С.В.	352
Киктев С.И.	270, 286, 328	Костиков Ю.А.	237, 510, 526, 547, 584
Ким В.П.	288, 320, 334	Костишин М.О.	42, 55
Ким Р.В.	477	Котельников М.В.	541
Киндеева О.В.	111	Коцарева В.С.	651
Кириллова А.М.	289	Кочетков А.А.	116
Кириченко И.Е.	653	Кочетков А.Н.	404
Кирьяков Е.М.	654	Кошеварова Н.А.	468
Кирюхин А.В.	126	Кошелев А.О.	197
Кирюшин О.В.	116	Кошкина А.О.	199
Кипов Е.А.	37, 530	Кощеева Е.О.	660
Клименко А.В.	349	Красильщиков М.Н.	120
Климов Е.А.	521	Круглов К.И.	297
Князева В.В.	399	Кружков Д.М.	120
Кобзева И.Н.	401	Кручинин М.М.	44

Крючков А.Ю.	528	Людодмир А.В.	52
Крючков П.А.	283	Люпинский А.В.	164, 228
Кудимов Н.Ф.	567	Ляпин А.С.	444
Кудинов П.Ю.	530	Ляпин Н.А.	457
Кудрявцев А.В.	299	Мазанова В.С.	666
Кудрявцева И.А.	493	Майоров А.Ю.	535
Кудрявцева Н.С.	117	Макарин М.А.	458
Кузнецов Г.Ю.	354	Макаров В.А.	136
Кузнецов Ю.В.	422	Макаров Д.А.	658
Кузнецова Е.В.	232	Макеев П.В.	53
Кузьмин Д.А.	44	Максимов В.Н.	411
Куи Мин Хан	531	Максимова И.В.	117
Куликов П.В.	405	Маленков А.А.	119, 138
Кульков В.В.	661	Мальшев В.В.	108, 144
Кульков В.М.	106, 112, 148	Малько Л.И.	668
Купцов В.В.	89, 114	Мальков Н.Р.	612
Курилов В.Б.	575	Мамонов И.М.	242
Куркин Е.И.	24, 200, 220	Маньшин М.В.	670
Курмазенко Э.А.	116, 131	Маркелов В.В.	42, 55
Кутейникова Е.Н.	454	Маркин Л.В.	511
Лавров А.О.	444	Маркова А.С.	355
Лазарева Д.З.	45	Мартиросов В.Е.	342
Лазников Н.М.	697	Мартиросов М.И.	217
Ланшин А.И.	301	Марченко М.В.	395
Латипов И.Т.	29	Маслова Д.В.	536
Латыпова П.А.	417	Матешук А.А.	671
Ле Дык Тиеп	406	Махнович С.В.	550
Ле Тиен Зыонг	302	Машеров П.Е.	299
Лебедева М.В.	510	Меликов Э.Т.	56
Лебедева Н.А.	408	Мельников В.Е.	413, 428
Лебёдкин И.Ф.	522	Мельникова Е.С.	204
Лёвин С.А.	534	Мербаум В.Г.	267
Левицкий А.В.	47	Меркишин Г.В.	58
Ледянкин М.А.	202	Меркулов Г.А.	495
Лисин А.Н.	643	Меркурьев Д.В.	320, 334
Литвин Э.Ю.	663	Меснянкин С.Ю.	269
Лищишин В.П.	368	Метелкин В.Н.	368
Ловицкий Л.Л.	48	Метельников А.А.	306
Лукин В.И.	179	Метечко Л.Б.	653
Лукьянов О.Е.	50, 521	Мешков Д.А.	169
Лунев А.А.	420	Мин Мин Тхо	307
Лунёва М.В.	665	Михалев С.М.	57
Луночкина И.М.	422	Михалик В.И.	673
Лысенко А.А.	304	Михеев В.В.	411
Лю Чжо	409	Могулкин А.И.	297, 299
Любимова Н.А.	445, 455	Можаров В.А.	385
Любинская Н.В.	255	Мозалев В.В.	643

Моисеев Д.В.	153	Новиков А.С.	677
Моисеева С.Г.	153	Новиков Н.А.	215
Мокрова М.И.	120	Новиков С.В.	647, 688, 714
Мокряков А.В.	584	Новичков В.М.	381
Молоденков А.В.	538	Нонин А.С.	223
Молоденкова Т.В.	538	Нягулов М.Р.	122
Молокин А.В.	281	Обухов В.А.	256, 299, 312
Молчанов А.М.	253, 536, 557, 559	Овчинникова Е.В.	374
Мороз А.П.	129	Огородникова Н.В.	304
Морозов А.Ю.	540	Одинцова Е.И.	289
Морозов И.А.	541	Онушкин Ю.П.	60
Морозов Л.Н.	193	Опарин А.С.	124
Москаленко О.А.	499	Орлов И.И.	679
Мохов И.И.	460	Орлов Н.Ю.	362
Муд Арно	34	Островой А.В.	60
Муллов К.Д.	356	Остролуцкий Д.А.	245
Муравей Л.А.	501	Остроухов Н.Н.	308
Муса Ханлар оглы Ильясов	87	Охапкин А.А.	424
Муслаев И.А.	541	Охотников Д.А.	363
Мухаметшин Р.М.	543	Павлов А.В.	126
Назаров А.Н.	58	Павлов В.Ю.	526, 547
Назаров Д.В.	24	Павлович Д.Д.	127
Наздрачёв С.В.	292	Падалица Д.И.	681
Найденев А.В.	461	Падалко С.Н.	682
Нарижный А.А.	329	Пантелеев М.Д.	179
Насонова Е.И.	676	Пантилеев А.С.	550
Наумов А.В.	516	Пантюхин К.Н.	549
Нгуен Н.К.	122	Парамонов В.В.	399
Недоруб С.А.	308	Парафесь С.Г.	98, 109, 124
Нестеренко В.В.	251	Пархаев В.А.	349
Нестеренко В.Г.	251, 259, 302	Пархаев Е.С.	61
Ниджат Парвиз оглы Абдулла	87	Пасниченко М.А.	581
Никандрова М.В.	573	Пашко А.Д.	441
Никашов И.В.	358	Пашенко А.А.	363
Никитин А.А.	205, 412	Пенкин С.С.	463
Никитин А.Д.	206	Перетягин П.Ю.	232
Никитин Д.А.	58	Пермяков Д.А.	550
Никитин И.С.	206	Перчихин О.И.	465
Никитин С.А.	360	Петров А.А.	310
Никитина Е.В.	197, 210	Петров И.А.	62
Николаев Е.И.	504, 544, 549	Петрова Е.Н.	552
Николаев С.Е.	544	Петрунина Е.В.	553
Николаева Е.А.	546	Петрухин В.А.	413
Николаенко В.С.	317	Петрухина К.В.	89
Никуленко А.А.	195	Пивоваров В.И.	555
Никулин А.С.	379	Пивоваров Д.Е.	590
Никульшин О.Д.	147	Пикалов В.П.	329

Пильников Н.А.	311	Родионов А.Г.	213
Пиралишвили Ш.А.	285	Родионова Д.А.	565
Письмаров А.В.	208	Романичева Е.Д.	688
Платонов И.М.	557	Рудаков И.А.	498
Платунова О.О.	683	Руденко Д.С.	47
Поволоцкая И.В.	685	Руденко Е.А.	563
Подгородняя А.С.	394, 415	Румянцев Д.С.	399
Покровский А.М.	240	Румянцева М.Н.	488
Покрышкин А.И.	312	Русских Н.М.	68
Поленов Д.Ю.	129	Русских С.В.	133
Полищук М.А.	64	Рухлов Н.А.	567
Полищук М.В.	64	Ручинский В.С.	127
Попов А.Н.	65	Рыбаков К.А.	568
Попов В.Э.	559	Рыбин В.В.	594
Попов Г.А.	255, 334	Рыхлов Н.В.	126
Попов С.А.	22	Савельев Р.С.	69
Попова Т.В.	314	Савкин Л.В.	570
Постоев И.В.	460	Сагалаков А.Э.	571
Потапов Д.В.	625	Садртдинов В.Д.	48
Потапова З.Е.	665	Садькова В.О.	200
Правидло М.Н.	442, 455	Садькова Л.И.	446
Предко П.Ю.	169, 210	Сазанов В. П.	208
Приказчиков Е.А.	315	Сазонов П.Г.	29
Прилуцкий Д.В.	211	Сальников А.Ф.	552
Прокофьев М.А.	230	Сальников Н.А.	126, 135
Провиряна Н.В.	639, 683, 686, 704	Самигур С.А.	214
Простов Ю.С.	560	Самойловский А.А.	71
Протасов В.И.	665	Самохин И.А.	572
Прошкин В.Ю.	116, 131	Самсонович С.Л.	454, 458
Прудник Д.О.	67	Санфиоров Д.	79
Пугачев Ю.Н.	15	Сапунков Я.Г.	538
Пунтус А.А.	562	Сафиуллин И.И.	573
Пученков А.Л.	195	Сахарова А.И.	575
Пушкарь О.Д.	116	Сапина А.А.	215
Рабинский Л.Н.	217	Светлова В.А.	576
Разумный Ю.Н.	122	Свотина В.В.	299, 312
Рахматуллин Р.Р.	324	Северина Н.С.	523, 577
Раца И.И.	317	Селезнева М.С.	417
Рашиди А.Х.	365	Селиверстов С.Д.	262, 275
Ребане М.К.	562	Семенихин С.А.	255
Ревизников Д.Л.	540	Семенов С.А.	579
Рейсман А.А.	416	Семенчиков Н.В.	61, 77
Решетников Д.А.	466	Семина А.П.	663, 666, 690, 695, 706, 713
Рик А.А.	563	Сергушов И.В.	27, 419
Рилецкий А.В.	233	Сердюченко А.Н.	692
Рогов Д.А.	133	Серпичева Е.В.	217
Родин А.	224		

Сибгатуллин К.Ф.	693	Стрелец Д.Ю.	69
Сивков М.А.	136	Стрелкова Л.В.	700
Сидорина И.Ю.	581	Суворова А.А.	584
Сидоров А.Н.	422	Сулаков А.С.	435
Сизов Д.А.	60	Сурков Н.А.	585
Силантьева Е.А.	695, 713	Суханова Л.Н.	630
Силуянова М.В.	162, 178, 314, 318, 330, 335	Сухов Е.А.	586
Симонов В.Л.	468	Сучков А.В.	367
Синицын Е.Ф.	582	Сыщиков Д.Н.	701
Синцова Е.В.	218	Та Суан Тунг	77
Скворцов Е.Б.	26	Танненберг И.Д.	587
Скворцова А.А.	469	Таньгин А.В.	139
Скрипаль Е.Н.	506	Тарасенко О.В.	270
Скрябин А.В.	420	Тарасов К.Е.	140
Скрябина М.Ю.	488	Татаренко Д.С.	465
Сластуженский Ю.В.	579	Тахаева Д.А.	221
Слезкин Д.В.	62, 72, 591	Теммюева Ф.М.	142
Смагин Д.И.	69, 472	Темченко В.С.	354
Смердов Д.Е.	358	Теллов Ю.А.	633
Смерчинская С.О.	599	Терентьев В.В.	148, 157
Смирнов П.Г.	320, 334	Терехов Р.И.	78
Смирнова Л.Л.	159	Тетерин Д.П.	65
Снастин М.В.	372	Тинаев В.В.	368
Соболев Л.Б.	142	Тирский И.И.	147
Сое Тху	697	Титов С.А.	195
Соколов А.С.	294	Титова А.С.	117
Соколов И.Н.	161	Титоренко Л.П.	57
Сокольский А.М.	366	Тихонов А.И.	605, 627, 628, 666, 686, 690, 708
Солецкий В.В.	74	Тихонов В.А.	677
Солошенко В.Н.	71	Тихонов Г.В.	670
Сорокин А.Е.	653	Тихонова С.А.	703
Сосов А.В.	202	Ткаченко А.Ю.	257
Спиридонов Б.Г.	422	Ткаченко А.С.	223
Спиридонов О.Б.	422	Ткаченко О.И.	32, 84
Спирина М.О.	220	Токарев А.С.	79, 224
Станкевич А.М.	698	Толстенков П.С.	144
Стащенко А.С.	119, 138	Третьяков А.В.	471
Стариков П.А.	275	Третьякова О.Н.	522, 567, 589, 592
Старинова О.Л.	114, 546	Трифанов И.В.	154
Старков А.В.	108, 144	Трифонов И.В.	182, 227
Старченко А.Е.	322	Трифонов М.В.	144
Стеблинкин А.И.	420, 424	Трифонова Т.И.	598
Стебунов Р.А.	76	Трофимов А.А.	472
Степаненко А.Ю.	682	Троць А.Ю.	590
Степанов Д.В.	146	Тропин А.Н.	614
Стратилатов Н.Р.	223	Трубников А.А.	474

Туев Д.В.	591	Цветаев В.Е.	594
Тузинов С.А.	79, 106, 112, 224	Целова Н.Ю.	488
Туркин И.К.	109, 133	Цыганова Н.А.	709
Туркичева С.В.	369	Цырков А.В.	237, 238, 346
Тюменцев Ю.В.	560	Цырков Г.А.	237, 238, 248, 514
Тюрин А.В.	225	Чарквиани Р. В.	194, 204
Тютин В.К.	255	Чебурахин И.Ф.	494
Урнов С.В.	324	Чеглаков Д.И.	431
Усов А.В.	182, 227	Чекина Е.А.	595
Усовик И.В.	146	Челебян О.Г.	330
Фам Ван Винь	374	Черкасова М.В.	256, 299
Фам Вьет Ань	371	Чермошненцева А.С.	240
Фам С.К.	153	Чернаков В.В.	332
Федоров А.В.	101, 108, 144	Черницкий Р.О.	476
Фёдорова Е.С.	228	Черноморский А.И.	411
Федосеев Е.П.	425	Черный К.И.	575
Федотов Ю.А.	202	Черных Н.А.	711
Федотова М.А.	603, 660, 690, 693, 706, 708	Чернышев А.В.	45
Феофанов А.С.	147	Чибисова Е.В.	242
Филатов А.В.	90	Чинь В.М.	153
Филатьев А.С.	571	Чичиндаев А.В.	81
Филинов Е.П.	325	Чмыхов А.В.	358, 433
Филиппов Г.С.	317	Чубенко Е.В.	154
Филиппова А.В.	230	Чумакова Е.В.	308
Фирсов Л.Л.	211, 591	Шайда А.Н.	223
Фирсюк С.О.	112, 148	Шаймарданов А.М.	156
Фокин П.В.	232	Шакиров В.И.	83
Фоменко В.Ю.	704	Шалиткин В.А.	76
Францисков С.Е.	379	Шаньявский А.А.	166, 243
Фрейлехман С.А.	233	Шаповалов Н.А.	351, 435
Хакимов А.И.	327	Шардин А.О.	33
Халецкий Л.В.	420	Шаронов А.В.	665
Халявина А.А.	427	Шаталин Н.В.	245
Харалгин С.В.	372	Шаталова М.Ю.	713
Харитонов Е.Ю.	592	Шафай С.С.	596
Хартов С.А.	291	Шевченко Г.Ю.	589, 592
Хасянова А.М.	706	Шелпохин Ю.Ф.	598
Хейн Тай Зар Тин	428	Шемяков А.О.	157
Хмелевой В.В.	624	Шилов Е.А.	334
Холодилов С.В.	430	Шилов М.Г.	90
Хомовский Я.Н.	270, 286, 328	Широков И.Н.	270
Хомутская О.В.	235	Шкуратенко А.А.	246
Хромова И.В.	150	Шмачилин П.А.	374
Хромова С.А.	708	Шомов А.И.	53
Хуан Ичун	152	Шпагин В.П.	335
Царапкин Р.А.	329	Шпаков А.С.	599
		Штыров Д. В.	714

Шукалов А.В.	42, 55	Arapov G.E.	33
Шустров В.В.	248	Artsimovich A.I.	608
Шуховцов Д.В.	598	Artyushchik V.D.	606
Щеглова Е.В.	131	Aruvelli S.V.	16
Щербак П.В.	337	Ashimov I.N.	89
Щербанов А.С.	716	Avanesova A.S.	485
Щугорев В.О.	213	Avdeev A.V.	306
Юров Н.Н.	468	Avdyushkin A.N.	486
Юстус А.О.	47	Averina T.A.	569
Якименко В.А.	477	Avramets D.R.	159
Якименко К.А.	375	Avrutsky V.V.	160
Яковлев В.Н.	255	Azikov N.S.	162
Якушев Д.А.	221	Badretdinova D.F.	92
Ямашев Г.Г.	351, 435	Bai Chengchao	86
Ясеишев Д.А.	377	Baikov A.E.	485
Яшин А.Г.	419	Bairamov K.R.	140
Яшин Ю.П.	84	Bakovkin A.R.	611
Яшина Н.П.	599	Balashov V.V.	298, 300
Яценко Б.Ю.	317	Balik V.M.	138
Abashev V.M.	271, 287, 328	Balken D.B.	123
Abbavaram Revanth Reddy	252	Balyk V.M.	119
Abgaryan K.K.	483	Bannikh N.S.	613
Abgaryan V.K.	298	Banov M.D.	167, 244
Afonin A.A.	351, 436	Baranov A.A.	165
Afonina O.A.	654	Bardin B.S.	486
Aijun Li	480	Barmenkov E.U.	618
Akhmadiev A.F.	344	Barsegyan O.V.	207
Akhmetov R.N.	223	Bashilov A.M.	526
Akhmetzhanov R.V.	257, 298	Bayazitov S.K.	327
Akhramovich A.A.	609	Bayramov K.R.	104
Akimov D.V.	254	Bayramov R. K.	137
Akimov N.B.	48	Bayramov S.I.	489
Aleksandrov M.N.	603	Beklemishchev F.S.	440
Alekseenkov A.S.	462	Beklemishchev N.N. ...	167, 207, 244, 509
Alekseev A.N.	380	Belayev E.N.	264
Alekseev G.A.	343	Belkin V.D.	383
Alekseev I.A.	198	Belousov A.I.	293
Alekseev V.A.	118	Belov M.V.	63
Alekseeva P.A.	604, 677	Belyakov V.A.	265
Alieva D.A.	13	Belyakov A.Yu.	39
Aliluev S.V.	420	Beregovoy V.	225
Altschuler A.Sh.	145	Beregovoy V.G.	80, 225
Andreyev D.V.	14	Berejnoj D.A.	384
Andrianov I.K.	487	Betsofen S.Ya.	180
Andrianov M.M.	381	Bez yazichny V.F.	231
Androsovich I.V.	163	Bisenov O.V.	19, 28
Antropov N.N.	256	Blumenthal S.V.	615

Blumenthal Y.B.	615	Chernyshev A.V.	46
Bobe L.S.	127, 135	Chibisova E.V.	242
Bobrik A.A.	258	Chichindaev A.V.	82
Bobronnikov V.T.	152	Chmykhov A.V.	359, 434
Bobrov A.A.	17, 94	Chubenko E.V.	155
Bobylev A.V.	390	Chumakova E.V.	309
Bobyrev D.A.	399	Dainov M.I.	623
Bogatyy A.V.	256, 257, 298	Datsiuk M.M.	633
Bogdanov I.V.	95	Dautov D.R.	268, 293
Bogdanov A.V.	68	Davydov A.D.	631
Bogdanovich V.I.	260	Dembitsky N.L.	372
Bolchovitin M.S.	276	Dementyev A.A.	27
Bolotin I.V.	490	Demidov A.S.	328
Bolshakov S.I.	616	Demin P.P.	507
Borisov E.A.	261	Deniskin Y.I.	639
Borisova E.V.	603, 618	Denisova I.P.	492, 581
Borodin I.D.	39	Desyatnik P.A.	85
Borovikov D.A.	262, 276	Dezhin D.S.	402
Bragazin V.F.	27, 79	Dianova E.V.	625, 634, 637
Broukhansky A.V.	583	Dmitriev R.V.	636
Bryukhanova E.N.	349	Dmitriev S.Y.	268, 293
Bugaeva E.V.	386	Dobrovolsky S.V.	206
Bukharov S.V.	169	Dobychina E.M.	373
Bulygin M.L.	97	Doktorov A.N.	376
Burman L.S.	701	Dolgov O.S.	16
Busurin V.I.	397	Dolgova M.I.	180
Busurin VI.	410	Domeni A.S.	393
Buzuluk V.I.	58	Dubinskiy M.O.	637
Bychkov N.G.	160	Dubleva A.P.	146
Bychkova K.A.	17, 94	Dubravin Yu.A.	509
Bykanov I.Y.	387	Dubrovina A.V.	639
Bykov A.V.	110	Dudkevich I. A.	181
Bykov L.V.	270, 558	Dukhopelnikov D.V.	300
Celova N.Y.	489	Duong Duc Ha.	372
Changqing Wang	480	Dusheliubov A.I.	510
Charkviani R.V.	195, 204	Dyadishchev A.V.	434
Cheburakhin I.F.	494	Dyakonov G.A.	256
Cheglakov D.I.	432	Dyatlov V.M.	395
Chekina E.A.	596	Dyug A.Y.	34
Chelebyan O.G.	331	Dzgoev T.R.	178
Cherkasova M.V.	257, 300	Egorov D.V.	30
Chermoshentseva A.S.	241	Egorov V.A.	28
Chernakov V.V.	333	Egorov Yu.G.	149
Chernitsky R.O.	477	Egorova M.V.	510
Cherniy K.I.	576	Egorova Yu.B.	242
Chernomorskiy A.I.	411	Emelyanov A.V.	485
Chernyh N.A.	712	Endogur A.E.	212

Eremkin I.V.	271, 287, 328	Gribkov V.N.	390
Ernikov S.A.	462	Grigoriev I.V.	48
Ernikova O.V.	634	Grigorov E.N.	66
Erofeev E.V.	31, 421	Grishaeva S.A.	609
Evdokimov Y.Y.	182, 228	Grishanina T.V.	69
Evdokimova M.D.	514	Grishanovich I.A.	626
Evseev D.A.	392	Grishin D.V.	628
Ezhov A.D.	270	Grishin I.A.	22
Fedorov A.V.	102, 109, 144	Grishin I.I.	503
Fedorova E.S.	229	Grishin V.E.	510, 584
Fedotov Y.A.	203	Gromishkov A.D.	48
Fedotova M.A.	604, 661, 691, 694, 707, 709	Grotova O.N.	308
Feng Wang	86	Grumondz V.T.	65
Feofanov A.S.	148	Gryzin S.V.	106
Filatov A.V.	92	Gubaydullin I.K.	505
Filatov A.S.	572	Gueraiche D.	23
Filippov G.S.	317	Guo Jifeng	86
Firsov L.L.	212, 592	Guo Ting	251
Firsyuk S.O.	113, 149	Guohua Kang	341
Fokin P.V.	232	Guryanov A.I.	277, 296
Fomenko V.Y.	705	Gurevich B.I.	58
Frantcishkov S.E.	380	Gurina T.A.	577
Freylekhman S.A.	234	Gurjanov A.V.	43, 55
Galamay A.A.	103	Gusakov A.G.	629
Galeev A. V.	175	Gusakov D.V.	389
Galkina E.E.	623, 646, 669	Gutsevich D.E.	506
Ganicheva A.K.	584	Guzeva D.I.	25
Garibyan B.A.	496	Gyulmagomedov N.Kh.	392
Gavrish O.N.	494	Haralgin S.V.	373
Gavva L.M.	20	Hein Tay Zar Tin	429
Gerasimenko N.A.	498	Herman I.M.	499
Gidaspov V.Yu.	500, 524, 578	Homovsky Y.N.	271, 287, 328
Gigolo A.I.	375	Huang Yichong	152
Glazkov V.S.	501	Ignatkin Y.M.	54
Gogolev A.A.	445	Ikonnikov M.A.	449
Goldovsky A.A.	446, 456	Iksanov H.S.	333
Golubev D.A.	347	Ilyasov R.I.	402
Goncharevich A.A.	447	Ionov A.V.	262, 276
Goncharov V.Yu.	502	Irgaleev I.H.	35
Gorchenko L.D.	140	Isaev V.V.	190
Gorelov A.O.	177	Isakov V.V.	192
Gorelov B.A.	625	Ismagilov F.R.	389
Gorshkov A.A.	104	Ivanov D.N.	110
Gorskiy A.A.	182	Ivanov N.S.	402
Grdlichko D.P.	320	Ivanov V.A.	128
Gribkov N.V.	390	Ivanova J.A.	613
		Ivanova S.S.	274

Jashenko B.J.	317	Klimenko A.V.	350
Jianguo Guo	87	Klimov E.A.	521
Jivotov N.P.	271	Knyazeva V.V.	400
Jun Zhou	87	Kobzeva I.N.	402
Kabanov A.S.	646	Kochetkov A.A.	116
Kabanov A.V.	669	Kochetkov A.N.	404
Kachalin A.M.	184	Koledov M.N.	42
Kacharava I.N.	182, 196	Kolomiychuk S.A.	351, 436
Kaikov K.V.	194	Kolosovskaya T.P.	451
Kalinina K.L.	277	Komar A.V.	423
Kaloshina M.N.	621, 637	Komarov M.V.	613
Kamalieva R.N.	195	Komarov O.A.	268, 293
Kamkin E. F.	137	Komarov V.A.	38, 51, 221
Kanashchenkov A.A.	648	Komissarov A.A.	295
Kanev S.V.	279	Komrakov A.V.	523
Kapyrin N.I.	381, 399	Kondakov A.V.	657
Karamov S.V.	281,312,403,406,418	Kondratieva S.G.	375
Karasev Y.V.	649	Konkevich V.Yu.	170
Karbovskaya V.V.	650	Kononov D.S.	524
Karmanov A.G.	311	Kononova V.V.	296
Karpluk D.S.	284	Konoplev T.E.	447
Karpovich E.A.	37	Konovalov A.V.	282
Kartukov A.V.	59	Konovalova O.V.	696
Kasatkin M.M.	285	Konovalova V.G.	664, 710
Kashina I.A.	553	Kopbaev R.A.	453
Kashirin D.A.	257	Kopylov A.A.	48
Kazhichkin S.V.	34, 196	Kormova D.V.	526
Khakimov A.I.	327	Korneeva E.V.	633
Khaletskiy L.V.	421	Korobatov V.Y.	611
Khalyavina A.A.	427	Korolev V.A.	526
Kharitonov E.Y.	593	Koryakin L.A.	659
Khartov S.A.	291	Korzueva L.M.	621
Khasyanova A.M.	707	Koshcheeva E.O.	661
Khmelevoy V.V.	625	Koshelev A.O.	198
Kholodilov S.V.	431	Koshevarova N.A.	469
Khomutskaya O.V.	236	Koshkina A.O.	200
Khromova I.V.	151	Koskova S.V.	353
Khromova S.A.	709	Kostikov Ju.A.	238,510,527,548,584
Kiktef S.I.	271, 287, 328	Kostishin M.O.	43, 55
Kim R.V.	478	Kotelnikov M.V.	542
Kim V.P.	289, 320, 334	Kotsareva V.S.	650
Kindeeva O.V.	112	Kovalenko K.A.	39
Kirichenko I.E.	654	Kovalev K.L.	402
Kirillova A.M.	290	Kozhevnikov V.V.	291
Kiryakov E.M.	655	Kozlov M.E.	403
Kiryuhin A.V.	127	Kozorez D.A.	121, 158
Kishov E.A.	38, 531	Kozyaychev A.N.	41

Krasilshikov M.N.	121	Lovickiy L.L.	49
Kruchinin M.M.	45	Lubimova N.A.	446, 456
Kruchkov A.Y.	529, 530	Lukin V.I.	180
Kruchkov P.A.	284	Lukyanov O.E.	51, 521
Kruglov K.I.	298	Lunev A.A.	421
Kruzhkov D.M.	121	Luneva M.V.	666
Kudimov N.F.	567	Lunochkina I.M.	423
Kudinov P.Y.	531	Lyalin A.C.	445
Kudriavtsev A.V.	300	Lyapin N.A.	458
Kudryavtseva I.A.	493	Lyovin S.A.	534
Kudryavtseva N.S.	118	Lysenko A.A.	305
Kulikov P.V.	406	Lyubinskaya N.V.	256
Kulkov V.M.	107, 113, 149	Lyushinsky A.V.	165, 229
Kulkov V.V.	662	Arnaud M.	35
Kuptcov V.V.	89, 115	Makarin M.A.	459
Kurilov V.B.	576	Makarov D.A.	659
Kurkin E.I.	25, 201, 221	Makarov V.A.	137
Kurmazenko E.A.	116, 132	Makeev P.V.	54
Kuryushin O.V.	116	Makhnovich S.V.	551
Kuteynikova E.N.	455	Maksimova I.W.	118
Kuzmin D.A.	45	Malenkov A.A.	119, 138
Kuznetsov G.Yu.	354	Malko L.I.	669
Kuznetsov Y.V.	423	Malkov N.R.	613
Kuznetsova E.V.	232	Malyshov V.V.	109, 144
Kvashennikova O.M.	652	Mamonov I.M.	242
Kyi Min Han.	533	Manshin M.V.	670
Lanshin A.I.	301	Marchenko M.V.	396
Latipov. I.T.	30	Markelov V.V.	43, 55
Latypova P.A.	418	Markin L.V.	512
Lavrov A.O.	445	Markova A.S.	356
Lazareva D.Z.	46	Markova V.	481
Laznikov N.M.	697	Martirosov M.I.	217
Le Duc Tiep.	407	Martirosov V.E.	343
Le Tien Duong.	303	Masherov P.E.	300
Lebedeva M.V.	510	Maslova D.V.	537
Lebedeva N.A.	408	Maximov V.N.	411
Lebedkin I.F.	523	Mayorov A.Yu.	536
Ledyankin M.A.	203	Mazanova V.S.	667
Levitsky A.V.	48	Melnikov V.E.	414, 429
Li Shi-peng	481	Melnikova E.S.	204
Liang Huai-xi	251	Merbaum V.G.	268
Lishchishin V.P.	369	Merkisin G.V.	59
Lisin A.N.	644	Merkulov G.A.	496
Litvin E.Y.	664	Merkuriev D.V.	320, 334
Liu Zhe.	410	Meshkov D.A.	170
Liu Zhu.	481	Mesnyankin S.J.	270
Liudomir A.V.	52	Metechko L.B.	654

Metelkin V.N.	369	Nikitin I.S.	207
Metelnikov A.A.	306	Nikitin S.A.	361
Michalik V.I.	674	Nikitina E.V.	198, 210
Mikhalev S.M.	58	Nikolaenko V.S.	317
Mikhaseva E.M.	675	Nikolaev E.I.	505, 545, 549
Mikheev V.V.	411	Nikolaev S.E.	545
Min Min Thaw	308	Nikolaeva E.A.	546
Mingchuan Wei	86	Nikulenko A.A.	196
Mogulkin A.I.	298, 300	Nikulin A.S.	380
Moiseev D.V.	154	Nikulshin O.D.	148
Moiseeva S.G.	154	Nonin A.S.	223
Mokhov I.I.	461	Novichkov V.M.	381
Mokriakov A.V.	584	Novikov A.S.	678
Mokrova M.I.	121	Novikov N.A.	216
Molchanov A.M.	254, 537, 558, 559	Novikov S.V.	648, 689, 715
Molodenkov A.V.	539	Nyagulov M.R.	123
Molodenkova T.V.	539	Obukhov V.A.	257, 300, 313
Molokin A.V.	282	Odintsova E.I.	290
Moroz A.P.	130	Ogorodnikova N.V.	305
Morozov A.Y.	541	Okhapkin A.A.	425
Morozov I.A.	542	Okhotnikov D.A.	364
Morozov L.N.	194	Onushkin Yu.P.	60
Moskalenko O.A.	500	Oparin A.S.	125
Mozalev V.V.	644	Orlov I.I.	680
Mozharov V.A.	386	Orlov N.U.	363
Mukhametshin R.M.	544	Ostrolutsky D.A.	246
Mullov K.D.	357	Ostroukhov N.N.	309
Muravey L.A.	502	Ostrovoi A.V.	60
Musa Khanlar Ilyasov	88	Ovchinnikova E.V.	375
Muslaev I.A.	542	Padalitsa D.I.	682
Narizhnyj A.A.	330	Padalko S.N.	683
Nasonova E.I.	677	Panteleev M.D.	180
Naumov A.V.	517	Pantileev A.S.	551
Naydenov A.V.	462	Pantyukhin K.N.	549
Nazarov A.N.	59	Parafes S.G.	99, 110, 125
Nazarov D.V.	25	Paramonov V.V.	400
Nazdrachev S.V.	293	Parkhaev E.S.	62
Nedoroub S.A.	309	Parkhaev V.A.	350
Nesterenko V.G.	252, 260, 303	Paschenko A.A.	364
Nesterenko V.V.	252	Pashko A.D.	442
Nguyen N.Q.	122	Pasisnichenko M.A.	581
Nijat Parviz Abdulla	88	Pavlov A.V.	127
Nikandrova M.V.	574	Pavlov V.Yu.	527, 548
Nikashov I.V.	359	Pavlovich D.D.	128
Nikitin A.A.	206, 413	Penkin S.S.	464
Nikitin A.D.	207	Peretyagin P.Y.	232
Nikitin D.A.	59	Permakov D.A.	551

Petrov A.A.	311	Pushkar O.D.	116
Petrov I.A.	63	Rabinsky L.N.	217
Petrova E.N.	553	Rakhmatullin R.R.	324
Petrukhin V.A.	414	Rashidi A.H.	365
Petrukhina K.V.	89	Ratza I.I.	317
Petrunina E.V.	554	Razumny Yu.N.	122
Pham Van Vinh	375	Rebane M.K.	562
Pham Viet Anh	372	Reshetnikov D.A.	467
Pham X.Q.	154	Reviznikov D.L.	541
Phillipova A.V.	231	Reysman A.A.	417
Pikalov V.P.	330	Rick A.A.	564
Pilnikov N.A.	312	Ripetsky A.V.	234
Piralishvili Sh.A.	285	Rodin A.	225
Pismarov A.V.	209	Rodionov A.G.	213
Pivovarov D.E.	591	Rodionova D.A.	566
Pivovarov V.I.	556	Romanicheva E.D.	689
Platonov I.M.	558	Ruchinskiy V.S.	128
Platunova O.O.	684	Rudakov I.A.	499
Podgorodnyaya A.S.	395, 415	Rudenko D.S.	48
Pokrovskiy A.M.	241	Rudenko E.A.	564
Pokryshkin A.I.	313	Rukhlov N.A.	567
Polenov D.Yu.	130	Rumyantsev D.S.	400
Polishchuk M.A.	65	Rumyantseva M.N.	489
Polishchuk M.V.	65	Russkikh N.M.	69
Popov A.N.	66	Russkikh S.V.	134
Popov G.A.	256, 334	Rybakov K.A.	569
Popov S.A.	23	Rybin V.V.	594
Popov V.E.	559	Rykhlov N.V.	127
Popova T.V.	315	Sadrtdinov V.D.	49
Postoev I.V.	461	Sadykova L.I.	447
Potapov D.V.	626	Sadykova V.O.	201
Potapova Z.E.	666	Safiullin I.I.	574
Povolotskaya I.V.	686	Sagalakov A.E.	572
Pravidlo M.N.	443, 456	Sakharova A.I.	576
Predko P.Y.	210	Salnikov A.F.	553
Predko P.Yu.	170	Salnikov N.A.	127, 135
Prikazhnikov E.A.	316	Samoilovsky A.A.	72
Prilutsky D.V.	212	Samokhin I.A.	573
Prokofiev M.A.	231	Samsonovich S.L.	455, 459
Proshkin V.Yu.	116, 132	Sanfirov D.	80
Prostov Yu.S.	561	Sapunkov Ya.G.	539
Prosvirina N.V.	640, 684, 687, 705	Sashina A.A.	216
Protasov V.I.	666	Savelyev R.S.	70
Prudnik D.O.	68	Savkin L.V.	570
Puchenkov A.L.	196	Sazanov V.P.	209
Pugachev Y.N.	16	Sazonov P.G.	30
Puntus A.A.	562	Scherbak P.V.	338

Schugorev V.O.	213	Sivkov M.A.	137
Scripal E.N.	506	Sizov D.A.	60
Selezneva M.S.	418	Skryabin A.V.	421
Seliverstov S.D.	262, 276	Skryabina M.Y.	489
Semenchikov N.V.	62, 77	Skuratenko A.A.	247
Semenikhin S.A.	256	Skvortsov E.B.	27
Semenov S.A.	580	Skvortsova A.A.	470
Semina A.P. .664,667,691,696,707,714		Slastushenskiy Y.V.	580
Serdyuchenko A.N.	693	Slezkin D.V.	63, 73, 592
Sergushov I.V.	28, 420	Smagin D.I.	70, 473
Serpicheva E.V.	217	Smerchinskaya S.O.	600
Severina N.S.	524, 578	Smerdov D.E.	359
Shafaei S.S.	597	Smirnov P.G.	320, 334
Shaida A.N.	223	Smirnova L.L.	160
Shakirov V.I.	83	Snastin M.V.	373
Shalitkin V.A.	76	Sobolev L.B.	143
Shanyavskiy A.A.	167, 244	Soe Thu	697
Shapovalov N.A.	351, 436	Sokolov A.S.	295
Shardin A.O.	34	Sokolov I.M.	162
Sharonov A.V.	666	Soletskiy V.V.	75
Shatalin N.V.	246	Soloshenko V.N.	72
Shatalova M.Y.	714	Sorokin A.E.	654
Shaymardanov A.M.	157	Sosov A.V.	203
Shcheglova E.V.	132	Spiridonov B.G.	423
Shemyakov A.O.	158	Spiridonov O.B.	423
Sherbanov A.S.	717	Spirina M.O.	221
Shevchenko G.Y.	589, 593	Stanchenko A.S.	119, 138
Shi Qiu.	86	Stankevich A.M.	699
Shilov E.A.	334	Starchenko A.E.	323
Shipiv M.G.	92	Starikov P.A.	276
Shirokov I.N.	271	Starinova O.L.	115, 546
Shmachilin P.A.	375	Starkov A.V.	109, 144
Shomov A.I.	54	Steblinkin A.I.	421, 425
Shpagin V.P.	336	Stebunov R.A.	76
Shpakov A.S.	600	Stepanenko A.Y.	683
Shtyrov D.V.	715	Stepanov D.V.	146
Shukalov A.V.	43, 55	Stratilatov N.R.	223
Shustrov V.V.	249	Strelets D.Yu.	70
Sibgatullin K.F.	694	Strelkova L.V.	701
Sidorina I.Ju.	581	Suchkov A.V.	368
Sidorov A.N.	423	Sukhanova L.N.	631
Silanteva E.A.	696, 714	Sukhov E.A.	586
Siluyanova M.V.		Sulakov A.S.	436
.....163, 178, 315, 319, 331, 336		Surkov N.A.	585
Simonov V.L.	469	Suvorova A.A.	584
Sinitsyn E.F.	583	Svetlova V.A.	577
Sintsova E.V.	219	Svotina V.V.	300, 313

Syshchikov D.N.	702	Turkin I.K.	110
Ta Xuan Tung	77	Tuzikov S.A.	80, 107, 113, 225
Takhayeva D.A.	222	Tyurin A.V.	226
Tannenberg I.D.	588	Tyutin V.K.	256
Tanygin A.V.	140	Urnov S.V.	324
Tarasenko O.V.	271	Usov A.V.	182, 228
Tarasov K.E.	141	Usovik I.V.	146
Tatarenko D.S.	465	Ustus A.A.	48
Temchenko V.S.	354	Vagapov U.D.	442
Temmoeva F.M.	143	Vakulchuk V.I.	68
Teplov Y.A.	634	Valevin E.O.	169
Terekhov R.I.	79	Valitov R.R.	345
Terentyev V.V.	149, 157	Varfolomeev M.S.	173
Teterin D.P.	66	Varvanina J.V.	620
Tikhonov A.I.	606, 628, 629, 667, 687, 691, 709	Vasilev M.I.	492
Tikhonov G.V.	670	Vasilieva O.G.	141
Tikhonov V.A.	678	Vasilieva S.S.	19
Tikhonova S.A.	704	Vasilyev F.V.	177
Tinaev V.V.	369	Vasilyev R.P.	58
Tirskii I.I.	148	Vasilyeva E.V.	236
Titorenko L.P.	58	Vavilov V.E.	389
Titov S.A.	196	Velichko A.N.	95
Titova A.S.	118	Vidiaikin A.A.	443
Tiumentsev Yu.V.	561	Vikulin A.V.	272
Tkachenko A.S.	223	Vinogradov A.B.	345
Tkachenko A.Y.	258	Vinogradov D.A.	469
Tkachenko O.I.	33, 85	Vlasenko A.N.	170
Tokarev A.S.	80, 225	Vlassova O.M.	621
Tolstenkov P.S.	144	Vodennikov A.V.	469
Tretiyakova O.N.	523, 567, 589, 593	Voevodin P.S.	100
Tretyakov A.V.	472	Voitkovskiy S.V.	172
Trifanov I.V.	155	Volkov V.A.	493
Trifonov I.V.	182, 228	Volokitin D.A.	400
Trifonov M.V.	145	Vorobiev A.	80
Trinh V.M.	154	Vorobiev A.A.	173
Trofimov A.A.	473	Vorobiev A.G.	264, 265, 267
Troshin A.N.	615	Vorobiov E.V.	300
Trots A.Yu.	591	Vorobyeva S.S.	267
Trubnikov A.A.	465, 475	Voronov E.M.	432
Tsarapkin R. A.	330	Voyskovskiy A.P.	102
Tsvetaev V.E.	594	Wasilewski D.O.	265
Tsyganova N.A.	710	Windecker A.V.	99
Tsyrkov A.V.	238, 239, 347	Xu Xibao	86
Tsyrkov G.A.	238, 239, 249, 515	Yakimenko K.A.	376
Tuev D.V.	592	Yakimenko V.A.	478
Turkicheva S.V.	371	Yakovlev V.N.	256
		Yakushev D.A.	222

Yamashev G.G.....	351, 436	Zenin A.I.	655
Yao Liu	341	Zhao Hong	251
Yasentsev D.A.	378	Zharinov I.O.	55
Yashin A.G.	420	Zharinov O.O.....	43
Yashin Yu.P.....	85	Zhdanova D.S.....	640
Yashina N.P.....	600	Zhelnin V.N.....	33
Ye Win Tun	512	Zhelonkin M.V.	33, 85
Yegorov Yu.G.	107, 113	Zhelonkin V.I.	33, 85
Yermokhin Ye.A.	515	Zhenevskaya I.D.....	517
Yin Naing Win.....	397	Zhigulevtsev Y.N.	413
Yong Guo	480	Zhirikhin K.V.	34
Yurov N.N.....	469	Zhivotov N.P.	287
Zadorozhnaya O.N.....	184	Zhukov P.A.	396
Zagarovskiy A.A.	207	Zhukovskij S.J.	390
Zaichik L.E.....	85	Zinin A.V.....	160,162,187,194,219,644
Zaitseva E.P.....	518	Zinin F.A.	189
Zakharov I.V.....	467, 475	Zuban V.N.....	644
Zaretsky B.F.	132	Zubkans A.V.	350
Zavjalov M.A.	489	Zueva T.I.	642
Zayats F.V.	349	Zvyagintseva I.I.....	642
Zay Yar Win.....	109	Zwe Maung Maung	186
Zelenina I.V.....	169		
Zemlyanaya V.A.....	272		

**15-я Международная конференция
«Авиация и космонавтика – 2016»
Тезисы**

**15th International Conference
“Aviation and Cosmonautics – 2016”
Abstracts**

Председатель Оргкомитета
Равикович Юрий Александрович
Учёный секретарь
Лунёва Надежда Сергеевна

Organizing Committee Chairman
Yury Ravikovich
Scientific secretary
Nadezhda Luneva

Подписано в печать 01.11.16
Формат 148х210 мм
Бумага офсетная. Усл.-изд. л. 50
Тираж 600 экз. Заказ №56924

Отпечатано
Типография «Люксор»
107076, г. Москва, 1-я улица Бухвостова, 12/11, к. 1