

12-я Международная конференция
«АВИАЦИЯ И КОСМОНАВТИКА – 2013»
12th International Conference
“Aviation and Cosmonautics – 2013”

Тезисы докладов
Abstracts

Москва, МАИ
12 – 15 ноября 2013 г.
Moscow, MAI
12 – 15 November, 2013

УДК 629.7
ББК 94.3 39.52 39.62
А20

12-я Международная конференция «Авиация и космонавтика – 2013». 12–15 ноября 2013 года. Москва. Тезисы докладов. – СПб.: Мастерская печати, 2013. – 647 с.

12th International Conference “Aviation and Cosmonautics – 2013”. 12–15 November, 2013. Moscow. Abstracts. – St. Petersburg: Masterskaya pechati, 2013. – 647 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.

Мероприятие проводится при поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (грант 13-08-06122-Г).

The Conference is supported by Russian Foundation for Basic Research (grant 13-08-06122-G).

ISBN 978-5-905176-20-3



© Московский авиационный институт
(национальный исследовательский университет), 2013
© Moscow Aviation Institute
(National Research University), 2013

Организатор

Московский авиационный институт
(национальный исследовательский университет)

Программный комитет

Герашенко А.Н. – ректор МАИ, председатель

Шевцов В.А. – проректор МАИ по научной работе, заместитель председателя

Абгарян В.К. – старший научный сотрудник лаборатории «Исследования и разработка космических высокоимпульсных высокочастотных плазодинамических электроракетных ионных двигателей» МАИ

Агульник А.Б. – декан факультета «Двигатели летательных аппаратов» МАИ

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

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

Ионов А.В. – председатель Совета молодых учёных факультета «Двигатели летательных аппаратов» МАИ

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

Медведский А.Л. – декан факультета «Аэрокосмический» МАИ

Назаренко И.П. – заведующий кафедрой 208 «Электроракетные двигатели, энергетические и энергофизические установки» МАИ

Пантелеев А.В. – заведующий кафедрой 805 «Математическая кибернетика» МАИ

Попов Г.А. – директор НИИ ПМЭ МАИ

Пунтус А.А. – профессор кафедры 803 «Дифференциальные уравнения» МАИ

Рузаков М.А. – начальник научно-исследовательского отделения ИНЖЭКИН МАИ

Тихонов А.И. – директор ИНЖЭКИН МАИ

Ушкар М.Н. – заведующий кафедрой 404 «Конструирование, технология и производство РЭС» МАИ

Организационный комитет

Шевцов В.А. – председатель, проректор по научной работе МАИ

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

Медведский А.Л. – декан факультета «Аэрокосмический» МАИ

Попов Г.А. – директор НИИ ПМЭ МАИ

Гаврилов К.Ю. – профессор кафедры 401 «Радиолокация и радионавигация» МАИ

Лунёва Н.С. – учёный секретарь

Organizer

Moscow Aviation Institute
(National Research University)

Program Committee

Geraschenko A.N. – Chairman, MAI rector

Shevtsov V.A. – Deputy Chairman, Vice-rector for scientific affairs MAI

Abgaryan V.K. – Senior researcher of the MAI laboratory “Research and Development for Space High Specific Impulse Radiofrequency

Plasmadynamic Space Ion Electric Propulsions”

Agulnik A.B. – Dean of the MAI faculty “Aircraft Engines”

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

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

Ionov A.V. – Chairman of the MAI faculty “Aircraft Engines” Young Scientists Council

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

Medvedsky A.L. – Dean of the MAI faculty “Astronautical and Rocket Engineering”

Nazarenko I.P. – Head of the MAI Department №208 “Electric Propulsion Engines, Power and Physicalpower Units”

Pantelev A.V. – Head of the MAI Department №805 “Mathematical Cybernetics”

Popov G.A. – Director of RIAME MAI

Puntus A.A. – Professor of the MAI Department №803 “Differential equations”

Ruzakov M.A. – Head of the INGECIN MAI Research Department

Tikhonov A.I. – Director of INGECIN MAI

Ushkar M.N. – Head of the MAI Department №404 “Construction, Technology and Production of Radioelectronic Systems”

Organizing Committee

Shevtsov V.A. – Chairman, Vice-rector for scientific affairs MAI

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

Medvedsky A.L. – Dean of the MAI faculty “Astronautical and Rocket Engineering”

Popov G.A. – Director of RIAME MAI

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

Luneva N.S. – Scientific secretary

Оглавление

1. АВИАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ	7
2. РАКЕТНЫЕ И КОСМИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ.....	153
3. ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ УСТАНОВКИ И ДВИГАТЕЛИ .	273
4. ИНФОРМАЦИОННО-ТЕЛЕКОММУНИКАЦИОННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ	438
5. ЭКОНОМИЧЕСКИЕ ПРОБЛЕМЫ АЭРОКОСМИЧЕСКОГО КОМПЛЕКСА.....	526
6. МАТЕМАТИЧЕСКИЕ ПРОБЛЕМЫ В АЭРОКОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ	589
АЛФАВИТНЫЙ УКАЗАТЕЛЬ.....	632

Contents

1. AIRCRAFT SYSTEMS.....	7
2. ROCKET AND SPACE SYSTEMS.....	153
3. POWER UNITS AND ENGINES	273
4. INFORMATION AND TELECOMMUNICATION TECHNOLOGIES.....	438
5. ECONOMIC PROBLEMS OF AEROSPACE COMPLEX.	526
6. MATHEMATICAL PROBLEMS IN AEROSPACE INDUSTRY	589
INDEX	632

1. АВИАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ

1. Aircraft Systems

Optimization of Sectorization Control Area of Area Control Center (ACC) by Analyzing ADS-B Data

Guclu O.E., Cetek C.

Anadolu University, Eskisehir, Turkey

The airspace around The Europe is getting crowded every day due to the increasing demand for air transportation. Increasing of airspace aircraft density causes some significant problems to the air transportation. These problems are mainly decrement of the safety and the inefficient usage of the airspace. Both of them are big trouble makers for the area control center applications. These problems can only be eliminated by well-planned flexible sectorization. Conventional sectorization is done by the annual flight data. This conventional method is useful without getting into the consideration of the unplanned military operations, unexpected weather changing and the increment of the airspace sector intensity. Because of these factors, conventional sectorization method becomes insufficient to manage the air traffic safely and efficiently. Automatic Dependence Surveillance-Broadcasting (ADS-B) data are open to the common use. And these data can be obtained from ADS-B service providers. Airspace intensity analysis within a specific area can be done by ADS-B data of that area. By the help of airspace intensity analysis we can define airspace sectors dynamically. This future-planned method is called ADS-B Based Intelligent Dynamic Systems (ADS-B BIDS) which will optimize the airspace sectorization. Such a dynamic sectorization provides more robust workout in the peak hours of air traffic.

Analytical modeling of the guidance systems parameters

Omair Alhatim

KACST, Riyadh, Saudi Arabia

The objective of the article is to develop the control analytical methods on the basis of nonlinear nonstationary models of the project object.

An analytical solution allows analyzing the dependence of the solution on the numerous parameters and using well-designed methods for optimal control synthesis.

Autonomy control system is placed on a managed object. Remote control is known as a control of the object from the remote control point.

The following are two approaches to analytical solution of Cauchy problem for nonstationary systems:

- Finding a solution directly in the form of a series;
- Receiving the integral expression of the solution, followed by placing it in a series;

Methods of definition of an analytical solution directly in the form of a series:

- Finding a solution of the Cauchy problem in the form of a series of Taylor
 - Expansion of decisions in rows on a positive negative degrees of another function
 - Picard method of successive approximations building
 - Newton-Leibniz method
 - Liouville method

The advantage before other methods of successive approximations:

- A common member of a series of Liouville equation is determined independently of the other members of this series;
- Series of Liouville equation satisfies the original system of differential equations;
- If the sum of a series of Liouville equation can be represented in the form of a finite number of analytic functions, the series of Liouville equation is a solution to the system of equations of the quadratures.
- Method of implementation of a specified path

Usually the following areas of the flight object trajectory are allocated when designing control systems:

- start area where flight speed is increased up to its value in the next area;
- climb area;
- propulsion areas of flight at a specified height;
- areas of flak evasive maneuvers;
- area of guidance to the target;

The method of obtaining the integral representation of solutions for self-guidance systems and telecontrol.

Getting analytical models of the trajectories of systems with a singular point was made possible thanks to the fundamental works.

The guidance area can be implemented in two ways: homing method and the method of telecontrol.

An overview of analytical methods for the solution of the Cauchy problem for nonlinear and non-stationary systems of governance has been provided.

The methods of construction of analytical dependence of the parameters on the parameters of the control system of unmanned aerial vehicles on typical sections of the trajectory have been stated.

Исследование взлета пассажирского самолета с учетом углового движения

Акимов Д.А., Маркин Н.Н.

МАИ, г. Москва

Взлет самолета представляет собой сложный этап полета, на котором происходит около трети авиационных происшествий. Предпосылки к авиационному происшествию на взлете создают отказ двигателя, обледенение крыла, непреднамеренные ошибки управления самолетом и подготовки к взлету. При выполнении взлета следует постоянно учитывать возможность возникновения опасных ситуаций. В качестве основной опасной ситуации для выполнения прерванного и продолженного взлета рассматривается отказ двигателя. Отказ двигателя определяется по потере тяги одним из двигателей, показаниям датчиков температуры и числа оборотов. В этом случае на принятие решения о прерванном взлете отводится 3 секунды.

Опыт эксплуатации воздушных судов показывает, что опасность представляют и непреднамеренные ошибки в подготовке взлета и управлении самолетом, которые создают следующие обстоятельства:

- Превышение максимального взлетного веса,
- Положение центра масс близкое к предельно-передней центровке,
- Обледенение крыла,
- Превышение силы торможения расчетного значения обжатием тормозов или загрязнением ВПП.

Экипаж должен быть готов к своевременным действиям в случае таких событий. Прерванный взлет в данной ситуации происходит на скорости, близкой к скорости отрыва от ВПП, что может привести к выкатыванию самолета за концевую полосу безопасности. В случае продолженного взлета требуется увеличить скорость взлета либо отклонение руля высоты и стабилизатора. В результате возникает опасность выхода на угол сваливания сразу после отрыва от ВПП.

Выполнено математическое моделирование взлета самолета с учетом балансировки и уравнений углового движения. Результатом данной работы является исследование влияния силы торможения и смещения центровки на балансировку самолета при поднятии носового колеса и взлете. Если поднять носовое колесо не удастся при нерасчетной балансировке, то следует увеличить скорость и прервать взлет в случае неудачи. При попытке повторного поднятия носового колеса через 3 секунды скорость самолета возрастает на 10-15 км/час, а дистанция пробега по ВПП увеличивается на 200-250 метров. Принятие решения о прерванном взлете через 3 секунды уменьшит оставшуюся дистанцию торможения на 250 метров.

Попытка отрыва носового колеса и взлета увеличением угла отклонения стабилизатора может привести к выходу на углы сваливания сразу после отрыва самолета от ВПП.

The passenger plane taking off research with the angular motion

Akimov D.A., Markin N.N.

MAI, Moscow

About one-third of accidents related with the passenger plane taking off. Prerequisites to an accident on takeoff create an engine failure, icing wing aircraft, control unintentional mistakes and prepare for takeoff. It is necessary to consider the possibility of dangerous situations in each case the plane taking off. As the main hazard to perform an interrupted and continued take-off is considered an engine failure. Engine failure is determined by the loss of power by one of the engines, the temperature sensor and speed. In this case the decision of the rejected takeoff is given 3 seconds.

Experience in the operation of aircraft shows that the hazards are and unintentional errors in the preparation of take-off and control of the aircraft, which create the following circumstances:

1. Exceeding the maximum take-off weight,
2. Center of gravity close to the maximum alignment of the front,
3. The icing of the wing,
4. The excess of the calculated values of the braking force compression brakes or contaminated runways.

The crew must be prepared for timely action in case of such events. Interrupted off in this situation is at a speed close to the speed of separation of the runway, which can lead to rolling out terminal strip for aircraft safety. In the event of continued take-off is required to increase the speed of the take-off or a deviation of the elevator and stabilizer. As a result, there is risk on the corner of the stall immediately after leaving the runway.

There was used the mathematical modeling of take-off with the balancing of equations and angular motion. The result of this work is to study the influence of the braking force and displacement centering on the balancing of the aircraft nose wheel when picked up and takeoff. If you raise the nose wheel fails when nonisobaric balancing, increase the speed and break off in the event of failure. When you try to raise the nose wheel after 3 seconds the aircraft's speed increases by 10-15 km/h and the distance run by WFP increased by 200-250 meters.

Deciding on a rejected takeoff after 3 seconds remaining can reduce the stopping distance of 250 meters.

Trying to tear the nose wheel and take-off increase in the angle of deflection of the stabilizer can lead to failure at the corners of the stall immediately after lift-off from the runway.

Проблемы, возникающие при построении системы обеспечения безопасности полётов, основанной на измерении параметров электростатического поля окружающего пространства

Александров А.А.

МАИ, г. Москва

Ранее автором был предложен принцип обеспечения безопасности полётов, основанный на измерении электростатического поля окружающего пространства. Для построения системы, реализующей этот принцип, необходимо решить несколько проблем.

Первая проблема – выбор измерителя электростатического поля. Был предложен датчик вектора электростатического поля в сферической системе координат. Этот датчик позволяет с высокой точностью измерить как значение напряжённости электростатического поля, так и сферические углы, однако датчик конструктивно сложен, и его непросто установить на летательный аппарат. Также был предложен датчик электростатического поля, основанный на эффекте электростатической эмиссии. Однако, чувствительный элемент такого датчика – игла, покрытая электроэмиссионным материалом – должна быть достаточно тонкой для обеспечения возможности проведения удовлетворительных измерений. Также могут быть рассмотрены уже существующие датчики напряжённости электростатического поля (статические и с электромеханической модуляцией).

Вторая проблема – выбор места установки датчиков. Для её решения проведено моделирование распределения электростатического поля относительно корпуса летательного аппарата. Также проводится моделирование электризации частей летательного аппарата по отдельности с целью изучения распределения электрического заряда по корпусу.

Третья проблема – проектирование самой системы. К этой системе предъявляются следующие требования:

- система должна получать в качестве первого параметра информацию об изменении вектора напряжённости электростатического поля в процессе полёта;
- в качестве второго параметра система должна получать информацию о предполагаемом маршруте полёта;
- система должна на основании этих данных в реальном времени прогнозировать уровень электростатического поля по всему предполагаемому маршруту полёта и выдавать предупреждение, если где-то этот уровень будет настолько высок, что это будет угрожать безопасности полёта.

Разработка такой системы позволит предупредить попадание самолёта в грозовой фронт и в зону высокой напряжённости электростатического поля, что повысит безопасность полётов.

Problems encountered in the design of aviation safety system based on the measurement of the electrostatic field parameters of the surrounding space

Alexandrov A.A.
MAI, Moscow

Author early proposed the principle of aircraft safety based on measurement of the electrostatic field of the surrounding space. Several problems must be solved for building system, which realize this principle.

The first problem is the choice of a sensor of the electrostatic field. A sensor of the electrostatic field vector in a spherical coordinate system was proposed. This sensor provides high-precision measuring value of the electrostatic field intensity and the spherical angles, but it is structurally complex and not easy setup to aircraft. A sensor of the electrostatic field based on the electron emission principle also was proposed. However the sensitive element of this sensor (a needle covered electron emission material) must be rather thin for correct measurements. Existing sensors of the electrostatic field (static and with electromechanical modulation) also may be considered.

The second problem is the choice of place for setup of the sensors. Modeling of distribution of the electrostatic field around the airframe was held for solution it problem. Separate modeling of the electrization of aircrafts different parts are performed in this time for exploring the distribution of electric charge on airframe.

Third problem is designing this system. The next requirements apply to the system:

The system should received information about changing of the electrostatic field vector as a first parameter;

The system should received information about intended aircraft course as a second parameter;

Using this data system in real time should be predicted the electrostatic field level for all intended aircraft course and warn, if somewhere this level will be so high that it will threaten for flying safety.

The development of such system would prevent entering of the aircraft in a storm front and in the area of high electrostatic field intensity that will improve flying safety.

Воздушные авианосцы – миф или реальность?

Александров Е.С.

Клуб авиастроителей, г. Сим
(Школьная секция)

Целью данной работы являлось изучение истории создания воздушных авианосцев, их развитие, совершенствование, использование в наши дни и перспективы развития.

«Воздушный авианосец» - это большой самолёт или дирижабль, несущий на себе малые самолёты. Существует множество моделей таких воздушных судов, некоторые из них имели практическое применение, другие, по определённым причинам, пройдя лётные испытания, не попали в серийный выпуск, остальные так и остались незавершёнными проектами.

В работе рассмотрена история развития воздушных авианосцев в разные периоды времени:

1. Первая Мировая Война;
2. Период между двумя Мировыми Войнами;
3. Вторая Мировая Война;
4. Период Холодной Войны;
5. Современные разработки.

Первые попытки создания воздушных авианосцев были продиктованы необходимостью защиты военных дирижаблей. Идея получила практическое применение до конца применения дирижаблей в военных целях.

Следующим этапом применения воздушных авианосцев стало использование авиаматов для увеличения дальности полёта истребителей. Использование для этой цели самолётов-носителей продолжалось до появления самолетов-топливозаправщиков.

Разработка воздушных авианосцев не прекращалась и во время Холодной Войны. За это время было предложено много вариантов моделей воздушных авианосцев, но только некоторые из них получили практическое применение.

Время диктовало новые требования, и авианосцами стали космические самолеты, рабочими проектами которых стали «Энергия-Буран» (СССР) и «Space Shuttle» (США).

На этом разработки авианосцев не закончились. White Knight - единственный используемый в наше время воздушный авианосец, спроектированный в качестве первой ступени суборбитального корабля Space Ship One.

В ходе работы были сделан вывод, что на каждом этапе создания воздушных авианосцев перед ними стояли определенные задачи, и в процессе развития авианосцев их использование стало не только

реальностью, но и многообещающим шагом в будущее, способным открыть перед нами новые возможности использования космического пространства.

Airborne Aircraft Carrier - Myth or Reality?

Alexandrov E.S.
Aircraft Manufacturers' Club, Sim
(School section)

The goal of this research is to study the history of the aircraft carrier airbornes, their development, advancement, and use today and future prospects.

The paper begins with the definition of the term "airborne aircraft carrier ". An "airborne aircraft carrier " is a large airplane or dirigible, carrying a small aircraft.

There are many models of such aircrafts, some of them were used in practice, others for various reasons have not been put in serial production after flight tests, some remained models only.

The various periods of history of air carriers are reviewed:

1. The First World War;
2. The period between the two World Wars;
3. The Second World War;
4. Cold War;
5. Present time.

The first attempts to create aircraft carrying airbornes were dictated by the need to protect military dirigibles. The idea served this purpose till the end of the use of dirigibles in military.

The next step was the usage of airborne aircraft carriers to increase fighters' flying range. This practice was used till the invention of aircraft tankers.

The development of airborne aircraft carriers continued during the Cold War. A lot of aircraft models were suggested at that period, but only some of them were implemented in practice.

As time passed, new requirements evolved and space planes became the new and aircraft carriers. Examples of such projects are "Energiya-Buran" (USSR) and "Space Shuttle" (USA).

The development of aircraft carriers did not stop at that point. White Knight is the only aircraft carrier used at present; it was designed as the first stage of suborbital ship Space Ship One.

As a result of the research it can be concluded that a number of practical goals was driving aircraft carriers development at every stage. In the end, aircraft carriers became not only real practice, but also a promising step to the future, showing new opportunities of space usage.

О расчёте собственных частот стабилизатора летательного аппарата (ЛА) на ранних этапах проектирования

Алексушин С.В.

ГосМКБ «Радуга», г. Дубна

Для расчёта консольного флаттера летательного аппарата требуется достаточно точно определить собственные частоты кручения и изгиба консоли стабилизатора, установленной на летательном аппарате. На ранних этапах проектирования, когда требуется выпустить конструкторскую документацию на изготовление стабилизатора, экспериментальная информация о собственных частотах отсутствует. Для оценок собственных частот при этом необходимо проводить соответствующие расчёты.

В конечноэлементном (КЭ) комплексе проведён расчёт собственной частоты кручения консоли стабилизатора, закреплённой через проводку управления на одном из изделий ОАО “ГосМКБ “Радуга” им А.Я.Березняка”. При этом использовались объёмные КЭ модели звеньев проводки управления (качалки, тяги), соединённых в проушинах с помощью МРС связей и рамы, на которой крепится рулевой привод. Консоль стабилизатора считалась жёстким телом. Это позволило получить верхнюю оценку жесткости кручения стабилизатора на ранних этапах проектирования.

Проведённый расчёт показал возможность получения оценок собственных частот стабилизатора на ранних этапах проектирования с применением КЭ комплексов для построения подробной КЭ модели с использованием объёмных конечных элементов. Для сокращения времени расчёта (в связи с необходимостью рассмотрения нескольких вариантов конструкции проводки управления на ранних этапах проектирования) целесообразно использование при такого рода расчётах технологии подконструкций (суперэлементов), позволяющей снизить число степеней свободы в модели. При этом могут использоваться реализованный во многих коммерческих пакетах метод Крейга-Бэмптона, или другие методы, такие как метод корректирующих рядов, позволяющий с контролируемой точностью учитывать в расчётах необходимое число тонов колебаний исследуемой конструкции.

About evaluation fin modal frequencies of a flight vehicle (FV) on pathbreaking stages of design work

Aleksushin S.V.

Raduga State Machine-Building Design Bureau JSC, Dubna

For prediction console flutter of FV is needed possibly correct evaluation of twisting and bending modal frequencies for fin, fixed on FV. On

pathbreaking stages of design work during development of design documentation there are no test data about modal frequencies. So for evaluation of modal frequencies are needed some computation.

In finite element (FE) program has been realized evaluation of modal twisting frequency of fin, fixed through gear follow-up linkage on framing of FV. For it were used solid FE models of gear links (rocking chair, rods), conjoining in lugs with multipoint constraints (MPC), and framing, on which fixed actuator. Console of stabilizer modeled as rigid solid. This analysis allowed to find upper bound of twisting stiffness for stabilizer on pathbreaking stages of design work.

Implemented analysis demonstrated possibility of evaluation modal frequencies for stabilizer on pathbreaking stages of design work with using FE programs for building detailed FE model with using slid FE. For reduction computing time (in view of needing for examination multiple variants of linkage construction on pathbreaking stages of design work) rationally to use for this sort of evaluation superelements, which allow reduce number of degrees of freedom in model. For it can be used realized in some commercial programs method of Craig-Bampton, or other methods, as methods of component synthesis for dynamic systems, allowing with controllable accuracy to take into account necessary number of modal components analyzing construction.

Роль женщин в истории авиации и воздухоплавания

Алиева Е.В.

Клуб авиастроителей, г. Уфа

(Школьная секция)

Цель данной работы - изучение роли женщин в развитии отечественной авиации.

Рассмотрена история российских летчиц. Отдельная часть исследования посвящена участию женщин-авиаторов в Великой Отечественной войне.

Изучен, систематизирован и привлечен краеведческий материал о летчицах из Республики Башкортостан: Герое Советского Союза М.Г. Сыртлановой, К.Ф. Серебряковой - летчицах женского авиационного полка ночных бомбардировщиков.

Следующая задача - знакомство с историей Уфимского государственного авиационного технического университета – выпускницей Г.П. Кошкиной, летчиком Центра авиации МВД России, и другими современными женщинами-пилотами в РФ.

Третья актуальная задача работы – ознакомление студентов авиационных вузов с судьбами российских летчиц, которые могут стать

положительным примером духовно-нравственного развития личности и профессиональной ориентации.

Результатом работы явилось выступление на международной олимпиаде по истории авиации и воздухоплавания им.А.Ф. Можайского, публикация в Российских СМИ, что способствовало привлечению общественного интереса к женщинам-авиаторам, укреплению социального статуса российских женщин-летчиц.

The role of women in the history of aviation and aeronautics

Aliyeva, E.V.

Aircraft Manufacturers' Club, Ufa

(School section)

The aim of this research is to study the role of women in the development of Russian aviation.

The history of Russian pilots is researched. Separate part of the study is devoted to the participation of women pilots in the Second-World War. We investigated and used the local historic data about women pilots of the Republic of Bashkortostan: Hero of the Soviet Union , M.G. Syrtlanova; K.F. Serebrjakova. These were female pilots in aviation regiment of night bomber aircraft.

Another objective was to research the story of Mrs. Koshkina G.P., pilot of the Aviation Center of Russian Ministry of Internal Affairs, and other women pilots the of the modern Russian Federation, and the history of USATU.

The third important aim of the work is to introduce students of aviation institutes with the biography of Russian pilots, who can become positive example of spiritual and moral development, and positive individual and professional guidance experience.

The result of this research was participation in International Olympiad on the history named after A.F. Mozhayskiy. The research was then published in the Russian media, which helped to attract public interest to women aviators and, enhance the social status of Russian women pilots.

Основные требования к математической модели системы поддержки принятия решений информационной системы управления безопасностью полетов

Андрощук Е.Н.

МАИ, г. Москва

Международная организация гражданской авиации (ИКАО) пришла к выводу, что наиболее эффективным способом повышения безопасности полетов является всесторонний анализ, контроль и оценка рисков.

Для осуществления данных мероприятий создаются информационные системы управления безопасностью полетов в государствах и эксплуатантах авиационной техники.

Предыдущие исследования в данной области проводились в сферах:

- мониторинга текущего состояния безопасности полетов в авиакомпаниях;
- оценке текущего уровня риска авиационных событий;
- прогнозирования вероятности возникновения авиационных событий, различающихся по тяжести последствий.

Любое авиационное событие является следствием совокупности факторов причин, включающих основную причину, способствующие и сопутствующие факторы причин.

Существует также ценный информационный ресурс – информация о надежности авиационной техники, к которой относятся выявленные на земле отказы авиационной техники.

Предлагается:

- использовать совокупную информацию по безопасности полетов и надежности авиационной техники;
- производить оценку не самих авиационных событий, а факторов причин, приведших к ним;
- использовать метод обучения по прецедентам для выработки решающих правил, с помощью которых будет происходить разделение множества примеров решений на положительные и отрицательные и выбор оптимального решения для применения в дальнейшем;
- для снижения вероятности возникновения критических отказов авиационной техники в полете применить для их выявления и своевременного информирования о них метод дерева вероятностей возникновения опасных факторов;
- применить метод анализа иерархий для оценки и анализа нарушений (ошибок) летного и инженерно-технического состава при организации, производстве, управлении или обеспечении полетов и выработки оптимального варианта парирования внештатной ситуации в полете;
- организовать обратную связь – своевременное информирование эксплуатантов авиационной техники, авиастроительные, авиаремонтные и государственные контролирующие организации о вновь выявляемых опасных факторах и принятых решениях по их предотвращению в будущем.

Basic requirements for mathematical model decision support systems information system of Safety Management of flights

Androschuk E.N.

MAI, Moscow

The International Civil Aviation Organization (ICAO) concluded that the most effective way to improve Safety Management flights is a comprehensive analysis, monitoring and risk assessment.

For the implementation of these activities created information systems of Safety Management of flights in the states and operators of aircrafts.

Previous research in this areas were carried out in the areas of:

- condition monitoring of safety flights in the airline;
- assessment of the current risk level of aviation events;
- predicting the likelihood of aviation events varying in severity.

Any aviation event is the result of a combination of factors causes, including the prime cause, contributing causes and accompanying factors.

There is also a valuable information resource - information about the reliability of the aircraft, which are identified on the airfield defects of aircraft.

It is proposed:

- use aggregate information on the safety of flights and reliability of the aircraft;
- need to move away from the evaluation of aviation events. There is a need to examine and assess the causes of the factors that led aviation events;
- use a method of teaching by precedents to make choice optimal solutions of the many possible solutions;
- to reduce the likelihood of critical failures of aircraft in flight to apply for their identification and timely information about their method of tree probability of occurrence of dangerous factors;
- apply the method of analytic hierarchy process to evaluate and analyze disturbances (errors) pilots and maintenance personnel in the organization, production, management or security operations and to develop optimal option parry abnormal situation in flight;
- provide feedback – provision timely information of newly identified dangerous factors and the decisions taken to prevent them in the future to aircraft operators, aircraft manufacturers, aircraft repair organization and state organization of the control.

Самолеты-пожарники – новая профессия гражданской авиации

Ахматянова А.А.

Клуб авиастроителей, г. Агидель

(Школьная секция)

Историко-техническая работа посвящена развитию пожарной авиации в России. Зарождение авиационной охраны лесов в России относится к 1922 г., когда были проведены первые опыты по использованию самолетов для аэрофотосъемки, учета усыхания лесов, обследования и выявления лесосырьевых баз и путей транспортировки древесины.

Для тушения лесных пожаров широко применяется вертолеты МИ-8 (модификаций Т, МТ, МТВ), которые могут вывозить 5-8 т воды. Основная масса воды сливается за 7-9 с., а время заправки водой 15 с.

Самым большим вертолетом в мире, который производят в пожарном варианте, является Ми-26ТП. За один заход эта машина может доставить 19 тонн воды.

Хорошо себя зарекомендовали вертолеты Ка-32(модификации А, С, Т, А11ВС). Вертолет Ка-32А11ВС предназначен для спасения людей при пожаре из зданий повышенной этажности, а также для доставки в труднодоступные места пожарных и необходимого пожарного оборудования.

Замечательно показал себя противопожарный самолет-амфибия Бе-12П. Он садился на реку, озеро или море и, продолжая двигаться на водной поверхности с максимальной высотой волн до 0,8 м как катер-глиссер, заправлял свои шеститонные емкости водой за 14-20 секунд. Расставался он с ней менее чем за 1,5 секунды. Самолет был очень экономичным – за одну заправку топлива он был способен обрушить на очаг пожара 140 тонн воды.

Самым современным и перспективным в борьбе с лесными пожарами во всем мире на сегодняшний день является самолет-амфибия Бе-200ЧС. Возможности самолета-амфибии Бе-200ЧС позволяют брать на борт до 12 тонн воды. Заправка водой осуществляется как на аэродроме, так и на открытом водоеме в режиме глиссирования за 12-14 секунд. Высокая скороподъемность самолета является значительным преимуществом при пожаротушении.

В настоящее время самым вместительным российским водяным «бомбардировщиком» является Ил-76ТД благодаря специальной системе с выливным авиационным прибором, основные преимущества которого: вместительность и надежность конструкции и простота эксплуатации. Такую систему возможно установить на любом транспортном Ил-76.

Для обнаружения и тушения пожаров необходимо совершенствовать авиапожарную службу, т.е:

- внедрять новые альтернативные способы обнаружения, которые будут дополнять основную технологию применения авиации, в том числе использовать новые датчики и беспилотные летательные аппараты;
- создать единую систему управления авиационными ресурсами при тушении лесных пожаров.

Aircraft of Extinguishing Fire – a New Profession of Civil

Akhmatyanova A.A.

Aircraft Manufacturers' Club, Agidel

(School section)

The birth of aviation protection of forests in Russia dates back to 1922, when the first experiments were conducted to use aircraft for aerial photography, recording of forest dry-out and identification of timber resource bases and routes of transportation of timber.

To fight forest fires, helicopters MI -8 (models T, MT and MTB) widely used. These helicopters carry up to 8.5 tons of water. Most of the water is drained within 7-9 s; water refueling takes 15 seconds.

The biggest helicopter in the world used for fire fighting is Mi-26TP. This machine can deliver up to 19 tons of water in one trip.

Ka -32 (models A , C, T , and A11VS) are well proven. Ka- 32A11VS is designed to rescue people from high-rise buildings in case of fire, as well as to deliver firefighters and firefighting equipment to remote places.

Amphibian aircraft Be-12P is a plane proved to be very useful in firefighting. It would a light on a river, lake or sea. Then, continuing to move on the water surface with a maximum height of waves up to 0.8 m as the boat - glider, it would fill six-ton tank with water within 14-20 seconds. The water was then released in less than 1.5 seconds. The plane was very economical and was able to bring down to the fire 140 tons of water with one filling of fuel.

Amphibious aircraft Be- 200ES is the world's most modern and advanced in the today's forest firefighting. The amphibious aircraft Be- 200ES can carry up to 12 tons of water. Water charge is carried out both at the airport and on the open water in the planning mode within 12 - 14 seconds. The high rate of climb is a significant advantage when fighting fire.

Currently, the most capacious Russian water "bomber " is Il- 76TD with its special spray-tank system. Its main advantages are the capacity and reliability of the design and easy operation. This system can be installed on any vehicle IL-76.

It is necessary to improve the fire fighting air service in order to better detect and suppress fires, i.e.:

1) introduce new alternative methods of detection, which will complement the basic use of aviation technology, including the use of new sensors and unmanned aerial vehicles;

2) create a unified system of control of air resources for fighting forest fires;

**Разработка математической модели тепловых процессов
авиационного синхронного генератора с помощью тепловых схем
замещения**

Балич Е.В.

МГВАК, г. Минск, Белоруссия

Задачей теплового расчета синхронного генератора (СГ) с жидкостной системой охлаждения (СО) являлось определение теплового состояния основных конструктивных элементов СГ и эффективности СО при изменении режимов работы и внешних условий. Указанная задача решалась с использованием пакета MatLab. При этом эффективное применение MatLab достигнуто за счет формализации процессов нагревания и охлаждения электрических машин с использованием тепловых схем замещения (ТСЗ) основных частей машины.

При разработке математической модели (ММ) тепловых процессов с помощью ТСЗ применялась электротепловая аналогия сопоставляемых электрических и тепловых величин. Тепловой расчет позволил представить картину распределения тепловых потоков СГ типа ГТЗОНЖЧ12, выявить наиболее нагруженные в тепловом отношении части СГ, определить эффективность СО. При разработке ММ тепловых процессов СГ использовалось электротепловая аналогия сопоставляемых величин, согласно которой были построены тепловые и эквивалентные схемы замещения якоря, ротора и блока диодов ротора СГ. Источники тепловых потерь задавались в виде идеальных источников тока, а температура окружающей среды и хладагента (ХА) системы охлаждения у теплоотводов – в виде идеальных источников ЭДС. Последнее обстоятельство позволило учесть теплопритоки извне через поверхность корпуса СГ.

В соответствии с разработанными ТСЗ получены дифференциальные уравнения переходных тепловых процессов СГ. При составлении уравнений использовались метод узловых напряжений и электротепловая аналогия. Для снижения порядка уравнений определялась разность температуры отдельных частей СГ и температуры кипения ХА.

Анализ результатов теплового моделирования показал, что максимальное превышение температуры основных конструктивных

частей СГ над температурой кипения ХА для номинальной нагрузки составляет 28-30°С. Это говорит о том, что температурное поле СГ с жидкостной СО является сравнительно равномерным и СГ уверенно работает длительное время при номинальной нагрузке в широком диапазоне изменения температур окружающей среды. Даже при длительных режимах работы нагрев активных частей СГ лишь приближается к пределу допустимых температур для электротехнических материалов, применяемых в генераторе ГТЗОНЖЧ12. Температура окружающей среды оказывает незначительное на температуру активных частей СГ ввиду высокой эффективности системы охлаждения.

Development of a mathematical model of thermal processes in aircraft synchronous generator with the aid of thermal equivalent circuits

Balich E.V.

Minsk State Higher Aviation College, Minsk, Belorussia

The task set while making thermal calculations for a synchronous generator (SG) with liquid cooling system (CS) was to determine the thermal state of basic structural parts of SG and the efficiency of CS in the course of changing the modes of work and external conditions. The specified task was solved using the MatLab package. Efficient application of MatLab was reached at the expense of formalizing the heating and cooling processes of electric machines using thermal equivalent circuits (TEC) of machine's basic parts.

In the course of developing a mathematical model (MM) of thermal processes with the aid of TEC electrothermal analogy of comparable electric and thermal values was applied. Thermal calculation allowed to represent the scheme of thermal flows distribution in GT3ONZhCh12-type SG, as well as to discover the parts of SG that are most loaded in terms of thermal condition and to specify the efficiency of CS. In the course of developing a MM of SG thermal processes electrothermal analogy of comparable electric and thermal values was applied, according to which thermal and equivalent circuits for the armature, rotor and diode assembly of SG rotor. The sources of thermal losses were given as ideal current sources and the ambient temperature and the temperature of cooling agent (CA) of the cooling system near heat sinks – as ideal sources of electromotive force. The latter circumstance provided for take heat inflow from outside through the surface of SG body into consideration.

In accordance with the TEC developed, differential equations of SG transient thermal processes were obtained. The method of node voltage and electrothermal analogy were applied in the course of equation generation. The differential temperature of specific SG parts and the CA boiling point were determined in order to reduce the order of the differential equation.

The analysis of the results of thermal model building showed that maximum excess of SG basic structural parts over the CA boiling point for the specified load is 28-30°C. This points to the fact that the temperature field of SG with liquid CS is significantly uniform and the SG operates steadily for a long time under specified load within a wide range of ambient temperature change. Even under the conditions of continuous service heating of SG active parts only approaches the limit of temperatures permissible for electrical engineering materials applied in GT3ONZhCh12-type SG. Ambient temperature produces an insignificant effect on the temperature of SG active parts in view of high efficiency of the cooling system.

Формирование облика адаптивной системы отделения с замкнутым контуром управления для авиационных средств поражения

Правидло М.Н., Беляев А.Н., Синицин Н.В.

ГосМКБ «Вымпел», г. Москва

Одним из основных направлений развития и повышения эффективности перспективных комплексов авиационного вооружения является применение высокоточного оружия, а именно управляемых бомбардировочных авиационных средств поражения (АСП), во всем диапазоне скоростей и маневренных перегрузок самолета-носителя (СН). В связи с этим возникает задача обеспечения безопасности отделения указанных АСП от СН, которая включает помимо аспекта исключения их соударения с СН, аспект обеспечения пространственной устойчивости управляемых АСП.

Решение указанной задачи возможно за счет формирования облика установки авиационного вооружения (УАВ) с адаптивной системой принудительного отделения, способной обеспечить локализацию в узком диапазоне изменений угловых и линейных параметров отделения АСП при всех действующих на него нагрузках, обусловленных режимами полета СН, составляющими его зону боевого применения. Под адаптивностью понимается способность УАВ формировать конечные линейные и угловые параметры движения отделяемой АСП в заданных диапазонах с учетом информации о текущих параметрах его движения.

В представленной работе формируется облик и структурная схема установки авиационного вооружения с адаптивной системой катапультирования (АСК), разрабатывается ее математическая модель и основные алгоритмы регулирования, полученные в результате анализа требований к параметрам отделения АСП. Адаптивность системы формируется за счет использования обратных связей по текущим линейной и угловой скоростям движения АСП, что позволяет обеспечить необходимые кинематические параметры отделения с гораздо

большой точностью в сравнении с разомкнутой системой, а также позволяет требуемым образом изменять по режимам полета СН задаваемые значения параметров отделения АСП.

В заключении делается вывод о возможности создания замкнутой АСК с двухканальной структурной схемой контура управления, построенной на основе алгоритмов расчета текущих параметров движения АСП, расчета оставшегося времени движения его центра масс, а также расчета заданного углового ускорения, обеспечивающих синхронизацию движения гидротолкателей УАВ и точную отработку заданных параметров отделения АСП.

The formation of the adaptive ejection system with closed loop control for aircraft weapons

Pravidlo M.N., Belyaev A.N., Sinitsin N.V.

JSC “SMBDB “Vympel” by name I.I. Toropov», Moscow

One of the main directions of development and efficiency of perspective aircraft armament systems is the use of precision weapons, such as guided bombs (GB) in the whole range of velocities and accelerations maneuverable aircraft carrier (AC). So, there is the task of providing safety of ejection GB from AC, which includes in addition to aspects of their expulsion collision with AC, an aspect of ensuring the stability of the spatial GB.

The solution of this problem is possible by forming a aircraft ejecting device (AED) with adaptive system of forced separation, capable of providing localization angular and linear parameters of GB moving in a narrow range at all range of aerodynamic forces and moments acting on GB due to flight combat modes of AC. The adaptability of AED means an ability to form the final linear and angular parameters of ejecting GB specified ranges based on information about the current settings of its movement.

In this work, formed a block diagram of the AED with adaptive ejection system with closed loop control (AESCLC), it developed a mathematical model and the basic control algorithms derived from the requirements analysis to the parameters of ejection GB. The adaptability of the system is formed by the use of feedback on the current linear and angular velocities of the motion of GB, which allows to provide the needed kinematic parameters of ejection with the greater accuracy compared with the open system control, and allows to change as required by flight modes of AC settings of forced separation.

To make a conclusion about the possibility of creating a AESCLC with dual-channel block diagram of the control circuit, built on the basis of algorithms for the calculation of current motion parameters of GB, calculate the remaining time of the motion of its center of mass, as well as calculating a

predetermined angular acceleration, providing synchronized movement of hydropushers AED and accurate testing of specified parameters of ejecting.

Неразрушающий контроль силовых панелей с сетчатым каркасом

Бердиев О.Ш., Огнев Ю.Ф., Денисенко Ю.П.

Филиал ДВФУ, ААК «ПРОГРЕСС», г. Арсеньев, Приморский край

В современных летательных аппаратах (ЛА) широко применяются крупногабаритные композитные панели сложной объёмной формы [1]. Применение результатов настоящей работы позволяет изготавливать и эффективно эксплуатировать крупногабаритные композитные панели двойной кривизны на ответственных и нагруженных участках конструкции.

Несколько ранее исследована возможность получения многослойных силовых оребренных панелей сложной формы из ПКМ (полимерных композиционных материалов) способом намотки/выкладки с силовой схемой, включающий сетчатый каркас из спиральных и кольцевых ребер набора намоткой гибкого волоконного материала, пропитанного связующим, на серию вставок наборной формообразующей матрицы [2]. При этом ребра набора выют из гибкого волоконного материала в зазоры между матрицами.

Следующим техническим решением было создание способа выявления концентраторов напряжений, деформаций и дефектов в панели из ПКМ, позволяющего достоверно определять негативное воздействие на конструкцию. В основе способа лежит интегрирование при изготовлении в конструкцию панели определённого оптоволоконного проводника, где по отрезку обеспечивается передача светового потока. В исследуемом способе в качестве индикатора целостности конструкции служит полнота передачи сигнала по оптоволоконному проводнику, которая изменяется при разрушении световода внутренней трещиной в контролируемой конструкции, что значительно упрощает выявление дефекта. Указанный способ исключает возможность эксплуатации ослабленной конструкции.

Предложенный способ неразрушающего контроля [3] позволяет оперативно выявлять дефекты, препятствующие эксплуатации ответственных узлов ЛА как в процессе изготовления, так и при непосредственной эксплуатации ЛА, причём эта проверка может проводиться в любых условиях: днём и ночью с минимальным привлечением технических средств, операторами с начальной подготовкой и с наименьшей трудоёмкостью проводимых работ.

Список литературы:

1. Летательный аппарат: Патент изобретения РФ №109094 от 10.10.2011г. Ю.Ф. Огнев, О.Ш.Бердиев. Заявл.29.03.2011; опубл.10.10.2011. Бюл. №28.

2. Способ изготовления тонкостенных многослойных силовых панелей: Патент изобретения РФ №2463166 от 30.03.2011г. Ю.Ф. Огнев, О.Ш.Бердиев. Заявл.30.03.2011; опубл.10.10.2012. Бюл. №28.

3. Решение о выдаче патента на изобретение «Способ неразрушающего контроля деталей из ПКМ» по заявке №2011137769/28(056297) от 13.09.2011 Ю.Ф. Огнев, О.Ш.Бердиев

Non-destructive inspection of stiffened panels with a mesh structural frame

Berdiev O.Sh., Ognev Y.F., Denisenko Y.P.

The Arsenyev FEFU branch, AAC «Progress», Arsenyev

In modern aircrafts are generally used large composite panels with complex three-dimensional configuration [1]. Application of the results of the present study allows to produce and to use effectively the large composite panels with double curvature at heavy-duty and weighted areas of structure sections.

A little bit earlier the possibility has been studied for producing a multilayer ribbed stiffened panels with a complex shape made of PCM (polymeric composite materials) by using the method of winding/laying with loading pattern, including mesh structural frame from spiral and annular circular framing ribs by winding flexible fiber material, impregnated with binder, for the series of inserts for composing shape-generating pattern [2]. Herewith framing ribs are winding with flexible fiber material to clearances between the patterns.

The next technical solution was the creation of methods for detecting stress concentrators, deformations and defects in PCM panels, which allows reliably determine the negative impact on the construction. The basis of the method is to integrate to construction of the panel during manufacturing a special fiber-optical conductor, where a light flux is transferred through the section. In the studied method as structural integrity indicator is the completeness of signal transmission through the fiber-optical conductor, which changes at breaking of optical fiber guide by internal crack in the controlled construction, it simplifies greatly the identification of defect. This method eliminates the possibility of operation of broken construction.

The proposed method of non-destructive inspection [3] allows identify quickly defects, which prevent the operation of critical components of aircrafts both during production, and during direct operation of aircraft, and this inspection can be done in any conditions: day and night with minimal

participation of technical equipment, by operators with basic training and with the lowest labor intensity of conducted works.

List of references:

1. Aircraft: Russian patent of invention №109094 dated 10.10.2011. Y.F. Ognev, O.Sh.Berdiev. Declared 29.03.2011; published 10.10.2011. Statement №28.

2. Method of manufacturing of thin-walled multilayered stiffened panels: Russian patent of invention №2463166 dated 30.03.2011. Y.F. Ognev, O.Sh.Berdiev. Declared 30.03.2011; published 10.10.2012. Statement №28.

3. Decision on grant «Method of non-destructive inspection of PCM parts» by request №2011137769/28(056297) dated 13.09.2011. Y.F. Ognev, O.Sh.Berdiev

Малогабаритный лазерный гироскоп для гражданской авиации

Борисов М.В., Черноморский А.И.

МАИ, г. Москва

Тенденции развития бесплатформенных инерциальных навигационных систем направлены на повышение точности чувствительных элементов и уменьшение массогабаритных показателей. Целью работы является разработка конструктивно-технологических решений, обеспечивающих создание малогабаритного лазерного гироскопа (МЛГ) с высокими эксплуатационными и точностными характеристиками для нужд гражданской авиации.

Проведен анализ схемно-конструктивных решений, функциональных и технических характеристик современных зарубежных и отечественных малогабаритных лазерных гироскопов (МЛГ), выявлены тенденции их развития. Осуществлен сравнительный анализ резонаторов треугольной и четырехугольной форм. Рассмотрены конструктивно-технологические причины, влияющие на случайную составляющую дрейфа МЛГ. Выявлены основные технические проблемы создания малогабаритного гироскопа.

Произведен расчет оптико-геометрических параметров кольцевого резонатора. Разработаны и промоделированы отдельные элементы конструкции МЛГ: кольцевой резонатор, катод, газопоглотитель и пьезокорректоры системы регулирования периметра МЛГ.

Большое внимание уделено метрологическому обеспечению производства МЛГ. Предложен эффективный метод измерения порога синхронизации встречных волн (ПСВВ) с целью проверки на соответствие ТУ и своевременной отбраковки на ранних стадиях производства. Этот метод возможно использовать также на этапе эксплуатации МЛГ с целью минимизации ПСВВ. В МЛГ предложено внедрить систему стабилизации периметра, обеспечивающую настройку

на минимум ПСВВ и одновременную настройку на центр кривой усиления. Проведенные экспериментальные исследования практически обосновали эффективность предлагаемого средства уменьшения зоны нечувствительности МЛГ. Разработан алгоритм управления пьезокрепторами.

Полученные результаты использованы в разработке малогабаритного лазерного гироскопа для гражданской авиации, находящегося на стадии производства.

Small-size laser gyro for civil aviation

Borisov M.V., Chernomorskiy A.I.

MAI, Moscow

Trends in the development of strapdown inertial navigation systems aim to improve the accuracy of the sensors and reduced weight and size. The purpose is to develop a design and technological solutions that enable the creation of a small-size laser gyro (SSLG) with high performance and accuracy characteristics for Civil Aviation.

The analysis of design solutions, functional and technical specifications of modern foreign and domestic compact laser gyros. The analysis of the triangular and rectangular resonators shapes. We consider structural and technological factors influencing the random component of SSLG. The basic technical problems of creating SSLG.

The calculation of optical and geometrical parameters of the ring resonator. Designed individual components of SSLG: a ring resonator, a cathode, and a gas absorber, a piezoelectric transducer of control system perimeter.

Much attention is paid to the metrological support of production a small-size laser gyro. We propose an efficient method of measuring the synchronization threshold counter-propagating waves (STCPW) in order to check for compliance with specifications and timely culling in the early stages of production. This method may also be used in the operational phase SSLG to minimize STCPW. In SSLG proposed to introduce a system of stabilization of the perimeter, which provides the setting for a minimum of STCPW and simultaneous setting on the center of the gain curve. The experimental results have proved the effectiveness of the proposed practical means of reducing the dead zone SSLG.

The results are used in the development of a small-size laser gyro for civil aviation, located at the manufacturing stage.

Результаты исследования возможности повышения безопасности воздушного десантирования тяжелых крупногабаритных моногрузов

Бухтояров И.И.¹, Зорин В.А.², Морозов А.А.³, Пономарев А.Т.²

¹МКПК «Универсал», ²НИИ парашютостроения, г. Москва;

³НИИ прикладной акустики, г. Дубна

Воздушное десантирование грузов с использованием современных транспортных самолетов типа Ил-76 (СН), бесспорно, занимает приоритетное место как при проведении воздушно-десантных операций Вооруженных Сил РФ, так и мероприятий по ликвидации последствий стихийных бедствий и катастроф. При этом номенклатура десантируемых грузов (ДГ) и задачи по их сохранному приземлению продолжают расширяться и усложняться. Растут как масса (до 30 т и выше), так и габаритные размеры ДГ. Сегодня эти параметры достигли значений, сопоставимых с максимальной десантной нагрузкой СН и габаритными размерами их грузовых кабин. В то же время максимальная масса ДГ, десантируемого из самолета типа Ил-76 с режима горизонтального полета, ограничена 21 т, а максимальная габаритная длина и высота этого груза не превышает 7,5 и 2,6 м соответственно. Первое из названных ограничений обусловлено исчерпанием потенциальных возможностей СН по характеристикам устойчивости и управляемости при десантировании (ХУУСД). Причиной второго ограничения является выход на предельные значения минимально допустимых зазоров между ДГ и внутренними обводами грузовой кабины СН в момент переваливания груза через обрез рампы грузовой кабины самолета.

В настоящем докладе проводится углубленный анализ материалов летных исследований по десантированию грузов различного класса из самолетов типа Ил-76 и С-5. По результатам этого анализа разработан комплекс мероприятий по повышению ХУУСД и достижению необходимых условий безопасного выхода тяжелых крупногабаритных (длинномерных) грузов (ТКГ) из СН. В основу этого комплекса предлагается положить:

- использованием штатной системы реверса тяги двигателей СН и применением портативной реактивной системы для создания дополнительного управляющего (парирующего) продольного момента при штатном десантировании ТКГ;
- применение специальной самолетной стабилизирующей парашютной системы для успешного выхода из аварийной ситуации, связанной с «заклиниванием» ДГ в хвостовой части грузовой кабины СН в процессе десантирования;
- включение стабилизатора в активный контур управления СН при десантировании (по аналогии со стабилизаторами маневренных

самолетов, вплоть до реализации работы стабилизатора СН в режиме «ножницы»).

Синтез законов управления для угловой стабилизации малоразмерного вертолѐта “Raptor”

Виноградов С.С.

КНИТУ-КАИ, г. Казань

Целью работы является разработка законов управления для малоразмерного вертолѐта, функционирующего в условиях информационной неопределенности, внешних и параметрических возмущений.

В данной работе построена математическая модель одновинтового вертолѐта с рулевым винтом Raptor E620SE с применением среды программирования SIMULINK. Для полученной модели проведен синтез несколько типов регуляторов, обеспечивающих угловую стабилизацию вертолѐта. Первый регулятор спроектирован методом бэкстеппинг по вектору состояния с использованием функции Ляпунова, второй основан на нечѐтком логическом выводе по алгоритму Мамдани и построен по результатам работы первого регулятора. Работоспособность алгоритмов управления подтверждена моделированием и экспериментом на лабораторном вертолѐтном стенде.

Результаты моделирования показали, что регулятор, полученный методом бэкстеппинг, отслеживает командный сигнал лучше, чем стандартный ПИД регулятор. Однако данный регулятор чувствителен к изменению идентифицируемых параметров и внешним возмущениям.

Этих недостатков лишѐн регулятор на основе нечѐткого логического вывода. Кроме этого для построения нечѐткого регулятора Мамдани типа не требуется математического описания объекта управления и настройки коэффициентов закона управления. Для его синтеза используется база знаний о поведении объекта при подаче управляющих сигналов. Эти знания получены из анализа работы системы с бэкстеппинг регулятором при номинальных параметрах. Входами нечѐткого регулятора являются ошибки углов и скорости их изменения.

Результаты моделирования и эксперименты на лабораторном вертолѐтном стенде показали, что нечѐткий регулятор обеспечивает заданное качество переходных процессов при действии внешних возмущений и изменении параметров модели.

Работа поддержана грантом Правительства РФ для государственной поддержки научных исследований по постановлению Правительства 220 по договору от 30 декабря 2010 г. №11.G34.31.0038.

Synthesis of control laws for angular stabilization of small-size helicopter "Raptor"

Vinogradov S.S.
KNRTU-KAI, Kazan

The goal of the work is control laws development for small-size helicopter, operating under conditions of information uncertainty, external and parametric disturbances.

In this paper a mathematical model of the single-rotor helicopter with tail rotor Raptor E620SE is developed using a SIMULINK programming environment. For the obtained model the synthesis of several types of regulators is made, which ensure angular stabilization of the helicopter. The first regulator is designed by backstepping method with the state vector and using a Lyapunov function; the second is based on Mamdani fuzzy logic algorithm and built on the results of the first regulator. The efficiency of the control algorithms is attested by simulations and experiments on the helicopter laboratory rig.

The simulation results showed that the controller obtained by backstepping method tracks the command signal better than the standard PID regulator. However, the developed regulator is sensitive to changes in the identifiable parameters and external disturbances.

These deficiencies are absent in regulator based on fuzzy logic. In addition for the construction of Mamdani-type fuzzy controller is not required mathematical description of the control object and tunes the coefficients of the control law. For its synthesis used the base knowledge about the behavior of the object when applying control signals. This knowledge is derived from an analysis work of the system with backstepping regulator at nominal parameters. Inputs of the Fuzzy controller are the error angles and their rate of change.

The results of simulations and experiments on the laboratory helicopter bench showed that the fuzzy controller secures the given quality of transient processes by the action of external disturbances and changes of the model parameters.

This work was supported by a grant of the Russian Federation Government for state support of scientific research on the decision of the Government 220 by the treaty of December 30, 2010 № 11.G34.31.0038.

Почему устанавливают памятники самолетам?

Газутдинов Д.И.

Клуб авиастроителей, г. Уфа
(Школьная секция)

Историко-культурная среда, частью которой являются и памятники, оказывает влияние на формирование личности каждого человека. В связи с этим данная работа посвящена летательным аппаратам, которые, честно отслужив на воздушных просторах Родины в военное и мирное время, стали памятниками боевой и трудовой славы, музейными экспонатами и просто достопримечательностями разных городов России.

Целью историко-технической работы являлось определение основных причин установки самолетов-памятников в России в разные годы и исследование полученной классификации.

В первом разделе работы на основании разнообразных информационных источников произведен обзор событий и явлений, способствовавших установке авиационных монументов в различные исторические периоды нашего государства. Установлено, что на современном этапе развития российского общества в городах начато возрождение утраченных символов и установка новых скульптурных композиций.

Во втором разделе проведен анализ и составлена классификация причин установки более 800 авиамонументов. При исследовании использовались такие источники информации как: сеть Интернет, личные встречи с директорами уфимских технических музеев и сотрудниками аэропорта «Уфа», периодическая печать. В итоге определено, что большинство памятников - музейные экспонаты.

В третьем разделе собранная об авиамонументах информация была упорядочена по названию авиационного опытно-конструкторского бюро и выяснены интересные факты о самолетах-"передовиках". В результате такой систематизации выявлено, что больше половины самолётов – памятников -это боевые МиГи и Су, а гражданские Ан, Ил и Ту уступают им.

Четвертый раздел посвящен самолетам-памятникам Уфы. Информация для этого раздела была собрана в архивах музеев авиационного университета и аэропорта «Уфа». В ходе исследования было выяснено, что каждый из них олицетворяет достижения уфимцев в различных сферах деятельности и по-своему уникален.

В результате выполнения работы установлено, что Россия гордится принадлежащими ей мировыми авиационными рекордами, победами в воздушных боях и сражениях Великой Отечественной войны,

достижениями мирной авиации в освоении и исследовании неизведанного. Всему этому есть самолеты – памятники.

Why are monuments to planes established?

Gazutdinov D.I.

Aircraft Manufacturers' Club, Ufa

(School section)

As a part of the historical and cultural environment monuments influence the formation of the identity of each person. That's why this work is connected with aircrafts that, having honestly served the Motherland on air during the time of war and peace, after "retirement" have become monuments of fighting and labor glory, museum pieces and simply sights of the various cities in Russia.

The purpose of this work was definition of the main reasons for installation of memorial planes-monuments in Russia in different years and research of the received classification.

In the first section of work, we reviewed the events and phenomena of aviation monuments installation during the various historical periods of our state. The review was based on various information sources. It was found that, at present, the revival of the lost symbols and installation of new sculptural compositions has begun in the Russian cities.

In the second section, the analysis and classification of the reasons of installation of more than 800 aviamonuments were made. The information sources such as the Internet, personal meetings with directors of the Ufa technical museums and the staff of the Ufa airport, and periodicals, were used during the research. It was defined that the majority of monuments are museum pieces.

In the third section, the collected information about aircraft monuments was classified in accordance with the name of aviation developmental bureau. The interesting facts about planes - "leaders" were found out. As a result of such systematization, it was revealed that more than a half of monument planes are fighting MiG and SU. There are considerably fewer civil An, Il and Tu.

The fourth section was devoted to memorial planes of Ufa. The information for this section was collected in the archives of Aviation University and the Ufa airport museums. During the research it was found out that each of them personifies achievements of Ufa residents in various fields of activity and unique in its own way.

As a result of work, it has been established that Russia is proud of its world aviation records, air fight victories during the Great Patriotic War battles, achievements of peace aircraft in research of the novel. There are planes – monuments to all this.

Анализ пространственного разрешения массива микрофонов с применением алгоритма Beamforming

Гарипова Л.И.¹, Кусюмов А.Н.¹, Баракос Дж.²

¹КНИТУ-КАИ, г. Казань; ²Ливерпульский университет г. Ливерпуль

В настоящее время производство воздушных судов имеет ограничения, связанные с правилами аэродинамического шума. По этой причине моделирование и измерение авиационного шума становится все более важной задачей. Современный подход к конструированию самолета требует сочетания использования двух методов исследования: эксперимента и вычислительной гидродинамики (CFD). Одной из технологий изучения акустического излучения является метод, получивший в иностранной литературе название Beamforming.

Применение метода Beamforming позволяет восстанавливать картину шумового излучения с помощью массива микрофонов, находящегося на некотором расстоянии от источника шума. Преимуществом данного метода является возможность применения его как для неподвижных источников, так и для вращающихся элементов в аэродинамической трубе.

Основной задачей метода Beamforming является определение местоположения источников звука и оценка уровня звукового излучения для различных составляющих спектра. На разрешение получаемой картины сильно влияют следующие параметры: конфигурация микрофонов, расстояние между микрофонами, конфигурация источника и др.

Целью данной работы явилась отладка алгоритма и программы, построенной в пакете MatLab на основе метода Beamforming. Одной из задач программы является изучение аэродинамического шума объектов в аэродинамической трубе Т-1К (КНИТУ им. А. Н. Туполева). Поэтому в работе учитывалась конфигурация аэродинамической трубы Т-1К КНИТУ им. А. Н. Туполева.

В данной работе проведен анализ влияния на пространственное разрешение массива из 16-ти микрофонов следующих параметров: конфигурация расположения массива микрофонов (крестообразная, блочно-квадратная, по окружности, по спирали); частота генерации звукового сигнала; расстояние между микрофонами. Анализ проводился с использованием алгоритма Beamforming MUSIC [1].

В дальнейшем предполагается применение разработанной программы для изучения уровня шума с использованием в качестве входных данных сигнала, полученного с массива микрофонов, или давления, полученного в результате численного (CFD) моделирования поля течения.

Работа выполнена при поддержке гранта Правительства РФ для государственной поддержки научных исследований по постановлению Правительства 220 по договору от 30 декабря 2010 г. №11.G34.31.0038.

1 - R. O. Schmidt, "Multiple emitter location and signal parameter estimation," IEEE Trans. on Antennas and Propagation, vol. 34, pp. 276-280, Aug. 1986.

Spatial resolution analysis for microphones array using Beamforming algorithm

Garipova L.I.¹, Kusyumov A.N.¹, Barakos G.²

¹KNRTU n. a. Tupolev, Kazan; ²University of Liverpool, Liverpool

Modern aircraft are not only required to offer high efficiency and performance but also to do this with the lowest possible level of noise. This requirement resulted in a surge of interest in the field of computational aeroacoustics (CAA). CAA is closely related to numerical work carried out with Computational Fluid Dynamics (CFD) and also requires data for validation of numerical predictions that leads to wind tunnel studies where noise is also measured.

One of the fundamental methods in acoustics is "Beamforming" that allows for an acoustic image to be extracted from measurements of microphones put in a close formation and sampled continuously. This assembly is usually referred to as the acoustic array. The same method can also be applied for signals generated from CFD. The method allows for the study of both fixed and rotating sources and is thus suitable for the study of rotating machines like helicopter rotors, wind turbines and propellers of aircraft.

The main benefit of the Beamforming method is that sound sources can be localized and assessed so that the contribution to the overall noise signature of each component can be identified. The result of the application of the Beamforming method to the signals of an array depends on the following parameters: microphone configuration, array aperture, distance between the microphones, the configuration of the source, etc.

In this work, MatLab is used as the computational environment for building a set of Beamforming methods that can be used in conjunction with CFD and also with measurements from an actual array in the wind tunnel. As an example case, the T-1K wind tunnel of KNRTU n. a. Tupolev has been used, and the influence of the spatial resolution of a 16 microphone array has been investigated with respect to following parameters: location of the microphone array, array configuration (cross, block-square, a circle, a spiral), frequency of a sound signal generation, and distance between the microphones. The analysis was performed using the MUSIC Beamforming algorithm [1].

It is envisaged that the algorithm will soon be implemented within a CFD method so that it can be performed alongside unsteady flow computations.

This work is supported by the “Leading Scientist” grant of the Russian Federation, under order 220 of the Russian Ministry of Education.

1 - R. O. Schmidt, “Multiple emitter location and signal parameter estimation,” IEEE Trans. on Antennas and Propagation, vol. 34, pp. 276-280, Aug. 1986.

Функционирование англицизмов в немецких авиационных текстах

Голикова А.Д.
МАИ, г. Москва

Цель данной работы – рассмотреть случаи употребления английских заимствований в статьях на авиационную тематику на немецком языке.

Одной из важнейших составляющих языков остаётся терминология, которая считается одной из наиболее сложных сфер, препятствующих успешной межкультурной коммуникации. В настоящее время изучение специальных терминов приобретает особую актуальность в связи с увеличением потока информации и активным развитием авиационной науки и техники. Многочисленность англицизмов отражает общую тенденцию, свойственную современной немецкой аэрокосмической лексике и вызванную широким распространением английского языка в качестве средства международного общения и ведущей позицией США в развитии авиационных технологий и исследований космического пространства.

Что же такое англицизм? Англицизм – единица любого языкового уровня, перенесённая в другой язык, и претерпевшая там изменения или оставшаяся в своём оригинальном облике.

Рассмотрим несколько примеров. Весьма распространены англицизмы, образованные посредством конверсии от английских глаголов: англ. гл. roll out – выкатывать новый самолёт (из ангара); нем. сущ. das Rollout – выкатка нового самолёта. Англ. гл. take off – взлетать, нем. сущ. das Takeoff – взлёт.

Проникая в лексическую систему подъязыка авиации и космонавтики, англицизмы постепенно начинают контактировать с исконно немецкими словами, вследствие чего в немецком языке возникает множество новых сложных номинаций. В ходе наблюдения были выявлены наиболее частотные компоненты: die Maschine (самолёт), der Pilot (лётчик), der Satellit (спутник), das Cockpit (кабина пилота), die Crew (экипаж), das Air (воздух).

Заимствования в текстах выполняют следующие функции: 1) языковой экономии (der Jet, der Pilot), 2) языковой выразительности (der Jumbo-jet), профессионального колорита (die Air Force). Кроме того

некоторые заимствования обладают интернациональной и современной окраской. Сравним англ. der Airport – нем. der Flughafen, англ. die Airline – нем. die Fluggesellschaft.

Таким образом, несмотря на то, что англицизмы обеспечивают коммуникацию между специалистами авиационной отрасли, их внедрение может негативно сказаться на развитии немецкого языка. Более того, чрезмерное и нецелесообразное употребление англицизмов приводит к затруднению понимания содержания текста читателем и препятствует выполнению одной из главных функций профессионального общения – быстрой передаче доступной и достоверной информации.

Function of english borrowings in aviation German

Golikova A.

MAI, Moscow

The article is aimed to analyze the use of the English borrowings in the aviation texts in German.

One of the main language aspect is the terminology. It is considered as one of the most complicated sphere, which prevents from the intercultural communication. Nowadays, the studding of the terminology is highly important , provided that the increasing of the information flow and development of aviation and technik. With English is wide spread and used all over the world as the international language, and the key role of the USA in aviation development and Space research.

So, what does “Anglicism “ mean? It is explained as a unit of English, which was transferred into other language with some changes or without them.

Here there are some examples. The most common words, which were built up with the help of the english verbs convercion.

Ex.: Eng. To roll out

Ger. Das Rollout

Ex.: Eng. to take off

Ger. das Takeoff

English borrowings go into the lexical system of “aviation” language, than they became to “contact” with native german words. That’s why there appear a lot of compound nouns. During the studding of the theme there were educed the most frequency components. die Maschine, der Pilot, der Satellit, das Cockpit, die Crew, das Air.

The borrowings have the following functions: 1). So-called language saving; 2). Language expression; 3). Moreover, some borrowings have international and modern character. Compare: Eng.: airport, Ger: Flughafen; Eng.: airline, Ger.: Fluggesellschaft.

Therefore, in spite of the english borrowings provided the communication within aviation sphere, their influence can be harmful for German. Moreover, their excessive and illogical using makes the texts hard to be understood and impedes one of the most important aspect in communication- the accurate data transfer.

Инженерный подход к оценке межслойных напряжений и деформаций в авиационных конструкциях из полимерных

многослойных композитов

Грищенко С.В., Марсавина В.А.

МАИ, г. Москва

Объектом исследования данной работы является многослойный полимерный композиционный материал (в дальнейшем ПКМ) в нерегулярных зонах типовых конструкций планера самолёта и напряжённо-деформированное состояние (в дальнейшем НДС) в межслойном пространстве. Существующие методики анализа НДС многослойных ПКМ базируются на предположении о равенстве деформаций всех слоёв, однако это утверждение справедливо для регулярных зон. Нерегулярная зона характеризуется значительным и резким изменением геометрических параметров конструкции и характеристик жёсткости материала, что приводит к неравномерной нагрузке слоёв, и, как следствие, неравномерности распределения деформаций по слоям и их относительному сдвигу. Возникающие напряжения могут привести к преждевременному расслоению и потере монолитности конструкции.

Целью исследования является построение модели межслойного пространства многослойного ПКМ и анализ НДС межслойного пространства на основе решений, полученных с помощью разработанной модели. Модель строится на основных положениях теории упругости и базируется на решениях, полученных для клеевых соединений. Предполагается, что межслоевое пространство заполнено исключительно материалом матрицы ПКМ.

Важным этапом при разработке конструкций, в том числе из ПКМ, является достаточно достоверное определение НДС элементов конструкции с целью прогнозирования поведения конструкции под действием различных внешних силовых факторов. Явление расслоения ПКМ наблюдается достаточно часто и причины такого явления не всегда ясны. Различные экспериментальные методики не всегда могут предоставить достаточно полную и достоверную картину напряжений в нерегулярных зонах конструкций из ПКМ, так как методики измерения не позволяют измерить напряжения и деформации каждого слоя в отдельности. Разработанная модель и инженерный подход к

определению НДС, основанный на полученных решениях, позволяют провести доопытную оценку НДС многослойного пакета ПКМ.

С помощью разработанной модели рассчитываются различные конструкции нерегулярных зон из ПКМ. Рассматриваются возможные условия, при которых межслойные напряжения и деформации могут достичь критических значений, в то время как в остальной конструкции напряжения могут быть намного ниже допустимых. Также рассматриваются способы снижения вероятности образования условий, при которых возможна потеря монолитности конструкции от межслоевых сдвигов.

Engineering approach to the assessment of interlaminar stresses and strains in aircraft structures made of polymer multilayer composites

Grishchenko S.V., Marsavina V.A.

MAI, Moscow

The object of study of this work is multilayer polymer composite (hereafter MPC) in irregular areas of typical airframe structures and the stress-strain state (hereafter SS state) in the interlayer space. The existing methods of analysis SS state multilayer MPC based on the assumption of the equality of all strains of layers, but this is true for regular zones. Irregular zone characterized by a considerable and abrupt changes in geometry and design characteristics of the material stiffness, which leads to uneven loading layers, and as a result, uneven distribution of strains in the layers and their relative shear. The emerging strains can lead to premature separation and loss of monolithic character construction.

The purpose of the study is to build a model of the interlayer space and analysis of multi-layer MPC SS state interlayer space based on solutions obtained by the developed model. The model is based on fundamentals of the theory of elasticity and is based on the solutions obtained for adhesive joints. It is assumed that the interlayer space is filled with the matrix material only.

An important stage in the development of designs, including the MPC is fairly reliable determination of SS state design elements in order to predict the behavior of structures under the influence of various external forces. The phenomenon bundles MPC is observed often enough and the reasons for this phenomenon are not always clear. Various experimental methods are not always able to provide a fairly complete and reliable picture of the stresses in the areas of irregular structures of MPC, as the measurement techniques do not measure the stresses and strains of each layer separately. The developed model and an engineering approach to the definition of SS state, based on the obtained solutions allow for a preliminary assessment of SS state multilayer stack MPC.

With the help of the developed model calculates various designs of irregular areas of the MPC. The possible conditions in which the interlaminar stresses and deformations may reach the critical value, while the voltage in the rest of the structure can be much lower permissible. Also addresses ways to reduce the possibility of the conditions under which the possible loss of monolithic character structure of the interlayer shifts.

Анализ способов противодействия системам наведения беспилотных летательных аппаратов

Должиков Н.Б.
МАИ, г. Москва

В современных условиях невозможно представить функционирование беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) на враждебной территории без противодействия со стороны противника. Различают три способа противодействия: огневое, маневренное и информационное.

Большинство БПЛА имеют малую эффективную поверхность рассеяния, из-за чего затруднено огневое противодействие силами ПВО. Маневренное противодействие не всегда возможно. Приоритетным является информационное противодействие.

Противодействие оптико-электронным системам осуществляется путем применения табельных средств маскировки (МКТ, МКС) и масок («Шатер»), водо-воздушных пен, теплорассеивающих покрытий и экранов, элементов искусственной растительности, маскировочного окрашивания, имитацией объектов (макетов вооружения, военной техники, военных объектов), ложных излучателей и ловушек, воздействием на среду распространения электромагнитных волн путем применения различного типа аэрозольных средств.

Для противодействия инфракрасным системам наведения используются два вида помех — отстреливаемые ложные тепловые цели и стационарные генераторы пульсирующих инфракрасных помех. Вероятность срыва наведения БПЛА при использовании генераторов пульсирующих инфракрасных помех составляет от 0,5 до 0,7-0,8.

Наиболее эффективное противодействие радиолокационным системам наведения БПЛА могут оказывать комплексы радиоэлектронной борьбы (РЭБ). Комплексы РЭБ воздействуя на БПЛА, станции теле-радио вещания, командные пункты связи с БПЛА, станции (модули) сотовых и других сетей обеспечивают как широкополосное, так и узконаправленное подавление сигналов и частот, искажение передаваемой информации источником (БПЛА). Также, комплексы РЭБ могут предотвращать выполнение программы возврата БПЛА при потере управляющего сигнала путем установки ложного навигационного поля с заменой динамических координат. БПЛА,

ориентируясь по ним, уходит в заданную аппаратурой точку. Для противодействия бортовым радиолокационным станциям БПЛА также используются пассивные помехи (дипольные отражатели).

Передачики помех спутниковым навигационным системам нарушают работу приемников этих навигационных систем. В результате приемники теряют возможность измерять координаты БПЛА, тем самым снижая точность наведения.

Работа выполнена при поддержке РФФИ, проект № 13-08-01191.

Analysis of the ways to counter the guidance systems of unmanned aerial vehicles

Dolzhihov N.B.
MAI, Moscow

The work of unmanned aerial vehicles (UAVs) in the current conditions is not possible in hostile territory without opposition from the enemy. There are three ways to combat UAV: shooting, dodging and information.

Most UAVs have a small radar cross section, because of that they are hard to bring down the air defense forces. Dodge UAV is not always possible. Priority - the information counter.

Countering the optical-electronic systems by means of standard-issue camouflage (MKT , MKS) and masks («Marquee»), the air-water foams , coatings and heat-dissipating screens , elements of artificial vegetation, camouflage paint , modeling objects (models of weapons and military equipment, military object) and false emitters trap environmental impact of electromagnetic waves through the use of various types of aerosols.

To combat the infrared guidance system uses two types of interference - false thermal targets and stationary generators pulsating infrared interference. The probability of default due to job UAV generators pulsating infrared interference from 0.5 to 0.7-0.8.

System of electronic warfare (EW) is the most effective against the UAV radar system. EW systems, operate on the UAV TV and radio stations broadcast command centers due to the UAV station (modules) and other cellular networks provide both broadband and narrow-beam suppression and signal frequencies , the distortion of the transmitted information source (UAVs). In addition, the electronic warfare system can establish a false navigation field with the replacement of the dynamic coordinate to prevent the execution of the program for the return of the UAV lost control signal. UAVs, guided him, moves to. To combat UAVs are also used radar clutter (chaff).

Interference with satellite navigation systems to strain the receivers of these navigation systems. As a result, the receivers lose their ability to determine the coordinates of the UAV, reducing thereby reducing accuracy.

This work was supported by RFBR, project № 13-08-01191.

О решении задачи оптимизации определения цен на авиабилеты в условиях случайного спроса

Дымарчук А.В., Чернобровов А.И.
МАИ, г. Москва

При покупке авиабилетов билетов для большинства пассажиров определяющим фактором является цена. В последнее время с этим связано большое появление бюджетных (low-cost) авиакомпаний. При этом стоимость каждого места может быть фактически произвольной. Стоимость билетов для пассажиров, которые сидят рядом иногда может отличаться в несколько раз.

Одной из важных задач любой авиакомпании является максимизация выручки от продажи билетов. Поэтому одним из наиболее эффективных инструментов повышения конкурентоспособности авиаперевозчика является оптимизация ценовой политики на авиабилеты.

На сегодняшний день авиакомпании продают билеты напрямую и через агентства, на которые приходится основная доля продаж. Таким образом, авиакомпания может в один и тот же момент времени продавать билеты по разным ценам (и получать разную прибыль с них).

Спрос на билеты (количество потенциальных покупателей) в каждом месте продаж является случайным. Основными факторами, влияющими на вероятность покупки билета потенциальным покупателем, являются цена билета и момент продажи. В модели, рассматриваемой в задаче, предполагается, что авиакомпания знает вероятность покупки билетов в зависимости от цены и момента времени для каждого агентства.

Авиакомпания управляет вознаграждением (комиссией) для агентств, а также ценой на билеты в каждый момент времени. Чем выше вознаграждение, тем агентству выгоднее продавать билеты, и, следовательно, тем чаще оно рекламирует конкретный рейс потенциальным клиентам.

Поскольку целевая функция зависит от случайных величин, то ее невозможно оптимизировать в явном виде. Для решения задачи используется квантильный критерий. Он характеризует максимальную прибыль, полученную авиакомпанией, с заданной вероятностью.

В работе задача решена при следующих естественных ограничениях: Максимальное количество проданных билетов не должно превышать количества мест на рейсе. Данное ограничение является вероятностным, так как число покупателей является случайной величиной.

Ограничения на суммарные вознаграждения для агентств. Ограничение на бюджет является детерминированным.

В работе предложен алгоритм решения задачи в классе программных стратегий, то есть, цены и комиссии для агентств определяются на весь период планирования.

В работе рассмотрен пример для оценки оптимального выбора цен на рейс из Санкт-Петербурга (Пулково) в Омск.

The solution of the optimization problem of determine prices on air tickets with random demand

Dymarchuk A.V., Chernobrovov A.I.

MAI, Moscow

Price is the main factor for almost all people which buy air tickets. Concerning this fact there created many low-cost airlines lately. Thus the cost of each ticket can be arbitrary. Sometimes the cost of tickets may differ in several times.

Maximization revenue is very important for any airline. Therefore, one of the most effective tool for increasing competitive ability of the airline is optimizing the price of tickets.

Airlines sell tickets directly and through agencies, which account for the bulk of sales. Thus, the airline may at the same time to sell tickets at different prices (and get a different profit from them).

Demand for tickets (the number of potential buyers) in each point of sale is random. The probability of buying a ticket for potential buyers is depended from the ticket price and the moment of sale. In this paper we assume that the airline knows this depending for each agency.

The airline manages remuneration (commission) for agencies and ticket prices at any given time. Depending on the size of the commission agency advertises airline flights.

Since the objective function depends on the random variables, it is not possible to optimize explicitly. To solve the problem we use a quintile criterion. This criterion characterizes the maximum profit obtained airline with a given probability. In this paper we solved the problem with the following natural conditions:

The maximum number of tickets sold does not exceed the number of seats on the flight. This limitation is a probability, as the number of buyers is a random variable.

Restrictions on the total remuneration for the agencies. Restriction for the budget is determined.

In this paper we propose an algorithm for solving optimization problem a class of program strategies. Prices and commissions for agencies are determined by the planning period

In this paper we consider an example to evaluate the optimal choice of prices for flights from St. Petersburg (Pulkovo) to Omsk.

Решение аэродинамических и аэроакустических задач с помощью открытого пакета вычислительной газовой динамики OpenFOAM

Евдокимов И.Е.^{1,2}, Епихин А.С.³, Калугин М.Д.⁴, Крапошин М.В.⁵,
Стрижак С.В.³

¹Вертолётты России, ²МАИ, ³МГТУ им. Баумана, ⁴ИСП РАН,
⁵Курчатовский институт, г. Москва

Использование и разработка открытых программных пакетов в настоящее время является сильным стимулом развития различных отраслей науки и техники. Применение открытых пакетов при разработке коммерческого продукта способно радикально снизить издержки на разработку, а в приложении к научным проблемам позволяет гибко управлять содержанием математических моделей, их основными параметрами, и создаёт условия для плодотворного обмена научной информацией между различными группами в пределах одной страны и целого мира. Тенденции развития открытых программ для математического анализа, инженерных расчётов и численного моделирования показывают актуальность работы в данной сфере, а постепенное овладение методами тех или иных программ способствует разработке новых методов и моделей на базе существующих.

Настоящая работа как раз призвана показать не только возможности пакета OpenFOAM (Open Field Operation And Manipulation), представляющего собой объектно-ориентированный код на C++ для решения задач математической физики, в контексте решения аэродинамических проблем, но и его модификацию для реализации расчётов проблем из области аэроакустики. Доработка пакета заключалась в разработке, дополнительной библиотеки, позволяющей оценивать уровень акустического давления и спектр акустических возмущений. Для описания распространения акустических волн была использована аналогия Кёрла. Данная аналогия является наиболее простой, что обеспечило успешную реализацию и хорошие результаты решения тестовых задач, для которых были опубликованы экспериментальные результаты.

С точки зрения использования OpenFOAM в качестве средства инженерных расчётов в области аэродинамики полученные результаты решения на типовых задачах (например, обтекание профиля) показывают, что данный открытый пакет в контексте вычислительной газовой динамики показывает не лучшие, но и не худшие результаты по сравнению с ANSYS CFX. Это согласуется с исследованиями пакетов, проведёнными в ЦАГИ. При этом диапазон возможных математических моделей, которые могут быть реализованы в текущих версиях OpenFOAM, оказывается гораздо шире. Одним из серьёзных перспектив пакета является потенциальная возможность применения не только к

проектировочным расчётам, но и для решения технологических проблем авиационной отрасли, например, в сфере технологии композитных материалов.

Полуэмпирическое нейросетевое моделирование продольного углового движения летательного аппарата

Егорчев М.В., Тюменцев Ю.В.

МАИ, г. Москва

Для объектов авиационной и ракетно-космической техники характерно то, что их свойства в процессе функционирования могут изменяться заранее непредсказуемым образом. Использование в составе системы управления моделей, не учитывающих таких изменений, ведет к возникновению критических ситуаций. Один из путей решения данной проблемы состоит в формировании моделей, обладающих адаптивностью.

Требуемую адаптивную модель можно, в частности, получить с использованием предложенного в [1] полуэмпирического подхода, позволяющего сочетать теоретические знания об объекте моделирования с улучшением модели на основе экспериментальных данных. При этом теоретические знания представляются в виде системы дифференциальных уравнений, а методы улучшения модели основываются на аппарате искусственных нейронных сетей (НС). В [1] на примере демонстрационной задачи, что полуэмпирический подход к моделированию обеспечивает значительное повышение точности решения по сравнению с традиционными чисто эмпирическими НС-моделями («черный ящик»), такими, как модель NARX.

В данной работе предлагается полуэмпирическая НС-модель продольного короткопериодического углового движения самолета («серый ящик»). Теоретической моделью при этом является соответствующая традиционная модель движения самолетов. Формируемая полуэмпирическая НС-модель включает два элемента-модуля типа «черный ящик», описывающих зависимость коэффициентов подъемной силы и момента тангажа от угла атаки, и подлежащих восстановлению на основе имеющихся экспериментальных данных для наблюдаемых переменных состояния динамической системы.

Для сформированной модели оценивается влияние вида тестового управляющего воздействия на репрезентативность получаемой совокупности экспериментальных данных, используемой в качестве обучающего набора для НС-модели. Типовые возмущающие воздействия (ступенчатое, импульсное, дублет и случайный сигнал) сравниваются с полигармоническим воздействием, формируемым

специальным образом. Сравнение, основанное на результатах вычислительного эксперимента, выполнялось при различных тестовых маневрах, включая прямолинейный горизонтальный полет с постоянной скоростью и полет с монотонно увеличивающимся углом атаки.

Работа выполнена при финансовой поддержке Минобрнауки РФ по проекту № 14.740.11.0997 в рамках ФЦП «Научные и научно-педагогические кадры инновационной России на 2009-2013 годы».

Литература

1. Егорчев М. В., Козлов Д. С. , Тюменцев Ю. В., Чернышев А. В. Нейросетевые полуэмпирические модели управляемых динамических систем // Вестник информационных и компьютерных технологий. – 2013, № 9. – с. 3–10

Neural network based semi-empirical modeling of aircraft longitudinal motion

Egorchev M.V., Tiumentsev Yu.V.
MAI, Moscow

A behavior of aerospace vehicle is characterized by possible unpredictable changes during its operation. This feature should be taken into account in the course of working out of vehicle models, otherwise usage of resulting model in vehicle on-board systems can lead to emergency conditions. One of possible ways to solve this problem is generation of models with adaptability feature.

Such adaptive models can be obtained using the semi-empirical modeling approach [1], which allows us to combine theoretical knowledge about the concerned system and empirical methods to refine the model. The theoretical knowledge is represented in this case by differential equations describing operation of the system. Model refinement procedures are based on learning techniques for artificial neural networks. The results of computational experiments for a simple problem presented in [1] confirm high efficiency of semi-empirical modeling approach in contrast to traditional empirical («black box») models such as NARX.

A semi-empirical («gray box») neural network based model of short-period longitudinal motion for maneuverable aircraft is presented. The initial theoretical model of the system is a traditional flight dynamics mathematical model. The resulting «gray box» neural network based model includes two «black box» modules that correspond to lift and pitching moment coefficients and represent a nonlinear function of the angle of attack. These modules are subject of refinement process accomplished through learning procedures, with values of observable state space variables used as a training dataset for the neural network based model.

The training dataset should be representative to obtain the model with needed accuracy level. An analysis is carried out to reveal an influence on the training set for test control signals disturbing a motion of the vehicle. Sequences of typical control signals such as step, pulse, doublet and random signal are compared to a multisine signal constructed by means of special procedure. Aforementioned comparison was conducted under various flight maneuvers, including steady state straight line horizontal flights and flights with angle of attack linear increasing.

Reference

1. Egorchev M.V., Kozlov D.S., Tiumentsev Yu.V., Chernyshev A.V. Neural network based semi-empirical models for controlled dynamical systems // Journal of Computer and Information Technology. – 2013, No. 9. – pp. 3–10 (In Russian).

Повышение безопасности полета ЛА путем резервирования силовой части системы управления с приводами, работающими в «активном» режиме на одной рулевой поверхности

Ерофеев Е.В.
МАИ, г. Москва

На современных пассажирских, военно-транспортных, беспилотных ЛА основные, жизненно важные рулевые поверхности управления полётом такие как рули высоты, элероны и руль направления делаются секционированными. На каждую из этих аэродинамических поверхностей устанавливаются от двух до трёх рулевых приводов. Важным требованием, предъявляемым к системам рулевых приводов, (СРП), является их технический ресурс. Сегодня эксплуатирующие самолеты организации требуют ресурс около 70000 лётных часов. Это очень высокий показатель, который ещё не был достигнут в отечественном авиастроении. Для его обеспечения электрогидравлические рулевые приводы (ЭГРП), постоянно работающие под нагрузкой в течение всего полёта, должны быть способны работать в 3-х режимах: активном, пассивном и режиме демпфирования. Выполнение указанного требования делает привод многофункциональным за счёт введения специальных переключающих устройств, изменяющих конфигурацию привода. Такая система помогает увеличить до требуемого уровня технический ресурс, так как уменьшается количество циклов работы гидроагрегатов под высоким давлением и количество циклов нагружения конструкции привода. В основном этот метод применяется для систем из двух приводов, управляющих одной рулевой поверхностью, например на самолётах Ту-334, А-320, В-777. Однако такому способу резервирования присущ существенный недостаток, который связан с необходимостью

выполнения операции переключения. Эта операция должна происходить быстро и надежно. При переключении на выходе системы может создаваться возмущение, зависящее от рассогласования работающей и резервной системы (основная система подвергается воздействию нагрузок, а резервная нет), что крайне негативно сказывается на ресурсе системы «привод + рулевая поверхность». В полёте устройство переключения мало контролируется, поэтому в момент замещения устройство переключения может оказаться неисправным.

В докладе приведены особенности СРП, в которой выполняется одновременная работа нескольких рулевых приводов в «активном режиме» на одной рулевой поверхности; указаны основные преимущества данной схемы резервирования. Использование определенных алгоритмов в системе управления рассматриваемой системы приводов позволяет получить весьма положительный результат в части обеспечения безопасности полета, а также увеличить ресурс работы современных ЭГРП. Приведено описание перспективного технологического стенда для получения статических и динамических характеристик систем таких приводов с учетом упругой конструкции рулевой поверхности.

Increasing flight safety of Aircraft by reserving the flight control actuation system, containing actuators in “active” mode on one flight control surface

Erofeev E.V.
MAI, Moscow

At modern aircraft, such as passenger, military-transport or unmanned the majority of vital flight control surfaces (e.g. elevators, aileron, yaw rudder) are made sectionalized. Two or three actuators are installed on these aerodynamic surfaces. There is an important requirement about lifetime for such system of actuators. Aircraft-applying organizations demand lifetime to be approx. 70000 flight hours. This is a rather high number, which Russian industry didn't manage to achieve yet. For that reason, electro-hydraulic actuators should be constantly working under high load and in 3 modes: active, passive and damping. This makes the actuator multifunctional due to adding special selectors, that change the actuator's modes in process. Such system helps to increase lifetime to demanded level, as amount of hydro unit high pressure work cycles and cycles of actuator loading is reduced. The method is used for systems, where two actuators drive one control surface (e.g. Tu-334, A-320, B-777). But this reserving method has a serious drawback, which is necessity of mode-changing operation. This operation should run quick and solid. Switching mode can cause an output distortion, caused by unbalance of working and reserve systems (working system is

subjected to loads and the reserve system is not). This has a highly negative effect on “actuator + flight control surface” system. During a flight, the selector doesn’t get enough attention and can appear to malfunction at the moment of switching.

The article contains features of actuator system that has several actuators working simultaneously in “active mode” on the same control surface. Also article gives advantages of such reserving scheme. Use of specific algorithms in operating such actuator systems gives highly positive result in providing flight safety, as well as prolonging the lifetime of electro-hydraulic actuators. The description of technological test bench for getting static and dynamic specifications for such actuator systems (considering elastic-designed control surfaces as well) has been given.

Математическая формализация движения ЛА при учете неконтролируемых факторов

Зайцев В.В.

МАИ, г. Москва

Уравнения движения ЛА представимы в виде различных систем дифференциальных уравнений. В эти уравнения входят аэродинамические коэффициенты, угол эксцентриситета и др. Известно, что эти параметры находятся экспериментальным путем. Часто принимается зависимость аэродинамических коэффициентов от угла атаки в виде полинома невысокой степени (в практических задачах степень полинома не выше третьей), используя аппроксимацию опытных данных.

Изменение степени полинома может приводить к разному количеству особых точек системы и качественно разному поведению фазового потока системы.

Известны также неточности модели движения, связанные с зависимостью аэродинамических характеристик от температуры, плотности воздуха, неточности начального состояния, учета ветра и др. Анализ этих факторов в приложениях часто проводится непосредственным интегрированием по многомерной сетке коэффициентов и факторов. Такие расчеты могут приводить к высоким трудозатратам в численной реализации, обработке данных и в аналитическом представлении результатов.

Для решения описанных проблем применяются, развиваемые автором, методы оценки временного сечения интегральной воронки, в частности, оригинальное применение метода сравнения. Предлагаемые обобщения и модификация этих методов, позволяет эффективно оценивать фазовые потоки в динамике ЛА.

Mathematical formalization of the aircraft's motion with regard of certain perturbations

Zaytsev V.V.
MAI, Moscow

In different cases the equations of aircraft's motion were represented as systems of differential equations. Certain aero dynamical parameters of these equations were not known exactly. Various approximations of the aero dynamical coefficient are reduced to qualitative variation of the system's phase state.

For decision of these problems (in certain sense), developing methods of estimation of dynamical system's phase state is applied. One of these methods is generalization of the comparison method.

Экспертные системы интеллектуальной поддержки экипажа

Земляный Е.С.
РПКБ, г. Раменское

В процессе выполнения экипажем летательного аппарата полёта возможно возникновение особых ситуаций (отказ, неисправность), при которых экипаж подвержен сильным психоэмоциональным нагрузкам. Эти нагрузки, в сочетании с ограниченным временем принятия решения, могут помешать ему правильно оценить ситуацию, что в свою очередь влияет на безопасность полёта (т.н. «человеческий фактор»).

Экспертные системы способны предоставить необходимую помощь экипажу в принятии решений в полете и взять на себя задачи, связанные с определением целесообразной тактики действий в штатных режимах и в экстремальных ситуациях. Экспертные системы позволяют использовать уже имеющийся опыт многих специалистов в конкретной сфере или накапливать его самостоятельно.

Интегрированный комплекс бортового оборудования, включающий в себя бортовые экспертные системы, связан с информационным и управляющим полем кабины летательного аппарата, вырабатывает управляющие воздействия на объект, а также регистрирует первичную информацию, полученную с датчиков.

В результате анализа лётных происшествий, выявлен некоторый перечень опасных ситуаций, действия в которых не регламентированы или регламентированы нечётко руководством по лётной эксплуатации. Для их предотвращения планируется использовать экспертные системы. Примерный перечень таких типовых ситуаций может выглядеть следующим образом:

- «Сваливание самолёта в плоский штопор»;

- «Существенное повышение температуры на эшелоне выше нормы МСА – международной стандартной атмосферы»;
- «Продолжение захода» после ВПР – высоты принятия решения;
- «Полёт в условиях обледенения».

Для каждой типовой ситуации экспертным путём определяются критерии оценки и правила реагирования. К примеру, по типовой ситуации «Сваливание в штопор самолёта Ту-154» существуют критерии оценки момента сваливания, (увеличение угла тангажа, нарушение работы двигателей, тряска конструкции и т.д.), а также четкие правила по выводу самолёта из этого состояния, сформулированные экспертами: при нейтральном положении элеронов отклонить руль направления против штопора и отдать штурвал полностью от себя, чтобы уменьшить угол атаки.

Подобным образом формулируются правила для каждой из типовых ситуаций и формализация их для использования в базе знаний. В данный момент производится разработка полного перечня типовых ситуаций и анализ лётных происшествий на базе заключений Межгосударственного Авиационного Комитета.

Expert systems for flight crew's intellectual support

Zemlyanyy E.S.

JSC “Ramensky instrument design bureau”, Ramenskoe, Moscow region

In the process of aircraft guiding there are critical situations (such as failures or faults) when a flight crew is affected by heavy psycho-emotional stress. This stress, in couple with the time limit of decision making, may prevent the flight crew from correcting the estimation of a situation. As a result, it influences on a flight safety (so-called human factor).

Expert systems can provide the flight crew with necessary support in decision making during the flight and solving tasks of tactic detecting in normal modes and extreme situations. Expert systems allow using experience of many specialists in the concrete subject sphere or accumulating this experience by itself.

The integrated complex of onboard equipment that includes onboard expert systems works with informational and guiding field of aircraft, generates the control action upon the object (aircraft), and registers information from primary sensors.

After air accidents analysis, the list of dangerous situations that have no regulation actions to be prevented or regulated indistinctly by the operation manuals is detected. Pattern list of those situations may look as:

- “Stalling the plane into a flat spin”;
- “Significant temperature increasing on the flight level more than ISA – International Standard Atmosphere”;

- “Continuing of descending below the decision height”;
- “Flight in icing conditions”.

For every typical situation the rules of reacting are determined by means of rating criterion. For example, there are rating criterion for the situation “Stalling into a flat spin of Tupolev 154 aircraft” such as: pitch increasing, engines disruption, shaking of construction and rules of guidance of an aircraft to exit this situation, made by experts: using neutral ailerons, turn rudder in the opposite of spin direction, give joke maximally away from you for decreasing of attack angle.

By this way all of the rules for every typical situation are formulated and made formalization of these rules for using them in the knowledge base. Now, the complete list of situations is created on the base of Interstate Aviation Committee.

References:

1. V. Stefanov., B. Fedunov. Onboard operational expert systems of typical situations of technical objects functioning – M.: MAI, 2006.
2. J. Jarattano, G. Rally Expert systems. – M.: Williams, 2007.
3. V. Lapa., V. Ponomarenko, A. Chuntul Psychophysiology of flight safety. – M.: Journalists accociation ; 2013.
4. V. Behtir, V. Rzhetsy, V. Tcipenko. Practical aerodynamics of Tupolev 154 aircraft. – M.: Aerospace;1997.
5. Web-site of Interstate Aviation Committee www.mak.ru

Высший пилотаж: боевое мастерство или спорт?

Ивахнов Р.С.

Клуб авиастроителей, г. Ленск
(Школьная секция)

Историко-научная работа посвящена возникновению и развитию техники высшего пилотажа.

27 августа 1913 года в небе над Киевом Петр Нестеров впервые в мире выполнил на самолете «Ньюпор-4» замкнутую петлю в вертикальной плоскости, положив начало высшему пилотажу.

Появление на самолетах пулеметов заставило летчиков думать не столько о безопасности пилотирования, сколько о маневрировании для атаки или ухода из-под атаки. Это привело к появлению новых видов маневра: переворот, полупереворот, боевой разворот, переворот на горке, косая петля.

Основным тактическим приемом во время ВОВ было пикирование на самолет противника с последующим переходом на горку. Для защиты от противника использовались любые приемы, которые могли бы помешать прицеливанию: бочки, всевозможные виражи, развороты, перевороты, повороты и скольжения. У бомбардировочной авиации

были другие проблемы – преодоление ПВО. Здесь помогали змейки, заходы на цель с горки, пикирования или кабрирования.

Несмотря на появление реактивных самолетов и очередное изменение тактики применения авиации, основными средствами противоборства в воздухе остались фигуры высшего пилотажа. С появлением истребителей четвертого поколения стали возможны фигуры, выполняемые на критических режимах полета: «Кобра», «Хук», «Колокол», Чакра Фролова и др.

Высший пилотаж – это еще и одна из дисциплин самолетного спорта. Спорт, где в качестве «спортивного снаряда» используется самолет.

Сегодня высший пилотаж не только сохранился, но и развился до отдельного вида искусства. Он используется и в боевой авиации, и в спорте, и в авиационных шоу для массового зрителя. На легких спортивных самолетах и на боевых истребителях от летчика требуется показать не только возможности летательного аппарата, но и чистоту выполнения фигур пилотажа. Фигуры высшего пилотажа востребованы и в современном воздушном бою. Оборонительные возможности истребителей все время растут, поэтому и воздушный бой, начинающийся на дальних дистанциях, может нередко переходить на средние, а затем и на ближние дистанции. И здесь главное - мастерство пилота.

- Высший пилотаж - это достижение конструкторов и авиационной промышленности.
- Высший пилотаж - это военная тактика, отвага и мастерство летчика.
- Высший пилотаж - это летное искусство, при виде которого захватывает дух.

Top Aerial Acrobatics: Combat Art or Sport?

Ivahnov R.S.

Aircraft Manufacturers' Club, Lensk
(School section)

On the 27-th of August, 1913 Petr Nesterov on Neupor-4 plane carried out a closed loop in vertical plane in the sky over Kiev and thus initiated aerial acrobatics. The appearance of machine guns on planes forced pilots to think not about safety of piloting only, but more of maneuvering for an attack or escaping attacks of opponents. This new approach brought appearance of new types of maneuver: upheaval, half turning, combat unfold, upheaval on hill, mowing loop.

The main tactical way during the Great Patriotic War was diving on an enemy plane with the following passage on hill. For defense against enemy,

any methods preventing from being targeted were used: barrels, different viragos, unfolding, upheavals, turnings and sliding.

Bombing aviation had other objectives, i.e. overcoming AAD (anti-aircraft defense). Serpents, attacking aim from hill, diving or nose-ups helped here. In spite of appearance of jet planes and respective changes in aviation use tactics, aerobatics remained the main means of counter-action in the air. With the appearance of the fighters of the fourth generation, it became possible to use various figures done on critical mode of flight: «Cobra», «Hook», «Bell», «Chakra Frolova» and others.

Top aerobatics is also one of disciplines of aircraft sport. This is sport where airplane is, in fact, used as a «sport implement». Today, aerial acrobatics has not only been kept but has been developed into a separate type of art. It is used in combat aviation and in sport and in aviation shows that attract spectators in great numbers. Pilots are required to demonstrate not only possibilities of the flying machine, but also purity of performing the figures. Figures of acrobatics are needed in modern air fights. Defensive capabilities of fighters are constantly evolving; so and a dogfight, beginning on far distance may sometimes move to average and then on near distances. And here, the pilot skill is the main.

- Top aerobatics is an achievement of designers and aircraft industry.
- Top aerobatics is a military tactic, gallantry and pilots skill.
- Top aerobatics is flying art seizing the spirit when watching it.

Изучение и разработка методов борьбы с электрохимической формой отказов изоляции электронной аппаратуры авионики

Исаев В.В.

МАИ, г. Москва

В условиях экстремальных внешних воздействий и низких уровней напряжения питания распространенной причиной отказов изоляции многослойных печатных плат (МПП) является электрохимический процесс деградации. Он происходит в условиях одновременного воздействия влаги и низкого напряжения.

Целью исследования является изучение электрохимической формы отказов изоляции, условий их возникновения и поиск методов борьбы с ней.

Электрохимическая форма отказов изоляции МПП заключается в нарастании дендритов между проводниками вследствие чего происходит замыкание цепей и выход из строя аппаратуры. Процесс нарастания наиболее активно происходит при напряжении 3-5 В, что характерно для большинства устройств авионики.

Для изучения данной формы отказа изоляции МПП проведена серия опытов с изменением напряжения, влажности окружающей среды и

типов проводников. Кроме того, проверена справедливость полученных в результате ранее проведенных в этой области опытов данных.

Доказано, что наиболее склонны к отказам такого типа серебро и медь, а наименее - палладий и золото. Проверены эти и другие материалы в качестве проводников для нахождения наиболее приближенного к идеальному проводнику образца (проводнику не подверженному электрохимическому отказу).

Утверждается, что при напряжении в 25 В джоулевого тепла достаточно для испарения влаги. Данное утверждение экспериментально проверено путем проведения серии опытов по нахождению данной границы для разных типов проводников.

Помимо этого, проверено наличие данных отказов в системах переменного тока. Был поднят вопрос, рациональна ли разработка устройств на переменном токе и, если да, то насколько она оправдана.

На основе проведенных опытов предложены методы борьбы с данным типом отказов.

Examination and development of measures preventing electrochemical failures of isolation of avionic electronic equipment

Isaev V.V.

MAI, Moscow

In conditions of extreme environmental conditions and low levels of power-supply voltage one of the most common reasons of multilayer boards (MLB) isolation's failures is an electrochemical degradation process. It proceeds in conditions of simultaneous exposure of damp and low voltage.

The purpose of research is examination of electrochemical form of isolation failures, conditions of their origination and finding measures preventing these failures.

Electrochemical form of MLB isolation failures consists in accretion of dendrites between conducting materials. Because of that, circuits closing and equipment failures happen. The process of accretion is the most active while having the voltage of 3-5V, which is typical for most of avionic devices.

For examination of this type of MLB isolation failure was made a row of experiments with voltage, environmental damp and types of conductors changing. Moreover, the appropriateness of earlier experiments was examined.

It is proved that such metals as silver and copper are the most affected to this type of failures and such metals as palladium and gold are the least affected to it. These and other materials were checked in order to find the sample closest to the ideal conductor (conductor which is not affected to electrochemical failure).

It has been argued that voltage of 25V is enough to have the level of Joulean heat sufficient to process of damp evaporation. This statement was experimentally checked by making the row of experiments of finding this border for different types of conductors.

Therewith, existence of these failures in alternate current systems was examined. Was discussed if alternate current devices development is efficient and, if so, how justifiable is it.

Basing on hadled experiments, measures preventing this type of failures were offered.

Аналитическое проектирование регулятора напряжения для авиационного вентильного генератора постоянного тока

Капустин А.Г.

МГВАК, г. Минск, Белоруссия

Как известно, одним из критериев эффективности систем электроснабжения воздушных судов является точность стабилизации выходных параметров. В связи с этим повышение требований к качеству электроэнергии обуславливает решение задач оптимального проектирования регуляторов напряжения авиационных генераторов.

Одним из эффективных путей решения этой задачи является метод аналитического конструирования регуляторов по критерию обобщенной работы. Этим методом синтезирован закон регулирования напряжения вентильного генератора, который по сравнению с моделью серийного регулятора обеспечивает значительное улучшение показателей динамики канала генерирования.

Вентильный генератор представляет собой явнополюсной синхронный генератор с возбудителем переменного тока и блоком силовых диодов для выпрямления тока в силовой цепи. Блок диодов состоит их двух трехфазных двухполупериодных мостовых схем выпрямления, работающих параллельно на общую нагрузку без уравнительного реактора.

Синхронный генератор описан в системе координат d , q , жестко связанной с ротором. При описании электромагнитных процессов блока диодов последний представлен в виде звеньев с заданными формами кривых токов и напряжений на входе. Кривая намагничивания вентильного генератора аппроксимирована экспоненциальной функцией.

Система дифференциальных уравнений (нелинейных), описывающая электромагнитные процессы в вентильном генераторе, разрешена относительно токов, что позволило синтезировать закон регулирования напряжения в функции реальных физических переменных, а именно:

напряжения постоянного тока, тока нагрузки и тока возбуждения возбудителя.

«Весовые» коэффициенты минимизируемого функционала выбирались исходя из разработанных номограмм, учитывающих влияние изменения этих коэффициентов на величины максимальных отклонений напряжения и времени регулирования, а также величин статической ошибки в зависимости от режима работы электрической машины.

Действие синтезированного закона регулирования напряжения проверялось на нелинейной математической модели вентильного генератора.

Анализ полученных зависимостей позволяет заключить, что синтезированный регулятор улучшает динамические свойства канала генерирования электроэнергии с вентильным генератором: время переходных процессов сократилось на 8-12%; максимальные отклонения напряжения уменьшились на 17-20%, а статическая ошибка регулирования – на 4% по сравнению с серийными регуляторами напряжения.

Analytical design of voltage regulator for aircraft direct current gate generator

Капустин А.Г.

Minsk State Higher Aviation College, Minsk, Belorussia

It is well-known that one of the performance stabilization criteria of the aircraft electric power supply system is accuracy of output data stabilization. In this regard more strict requirements for power quality determine problem solution of optimal design of aircraft generators' voltage regulators.

One of the most effective ways to solve this problem is a method of analytical design of the regulators on criteria of generalized work. The law regulating the gate generator voltage was synthesized by this method which provides as compared with the serial regulator model the substantial improvement in the generating channel dynamics.

A gate generator is a pole synchronous generator with AC current exciter and high-power diode assembly for the current rectification in the power circuit. The diode assembly is composed of two three-phase and two half-wave bridge rectification circuit operating in a parallel way on the full load without current-balancing reactor.

The synchronous generator is described in the d, q coordinate system rigidly bound to the rotor. While describing electromagnetic processes of the diode assembly the last one is represented in the form of links with defined current waveforms and input voltage. The magnetizing curve of the gate generator is approximated by the exponential function.

The system of differential equations (nonlinear) describing the electromagnetic processes in the gate generator has been solved with respect to currents which made it possible to synthesize the law regulating the voltage in the real physical function of variables, namely, voltage direct current, load current and energizing current exciter.

“Weight” coefficients of the minimized functional were selected in terms of developed nomograms taking into account the influence of these coefficient changes on the maximal dilatation values of voltage and transient period as well as the static error values according to the operation mode of the electrical machine.

The operation of the synthesized law regulating the voltage has been checked on the nonlinear mathematical model of the gate generator.

The analysis of the achieved dependences makes it possible to conclude that the synthesized regulator improves the dynamic properties of the electrical generating channel with the gate generator: the transient processes time was decreased by 8-12%; the voltage maximal dilatation was decreased by 17-20% and the regulator static error – by 4% as compared with serial voltage regulators.

Воздушные авианосцы – миф или реальность?

Карпухин Ф.В.

Клуб авиастроителей, г. Ульяновск

(Школьная секция)

Целью данной историко-исследовательской работы являлось изучение истории воздушных авианосцев и выявление основных проблем развития этой отрасли авиастроения в XX веке.

Первые попытки реального создания воздушных авианосцев начались с момента появления первых дирижаблей.

В работе анализируются несколько моделей авианосцев: USS Akron (ZRS-4), Mitsubishi G4M2e Модель 24 Тей, Проект «Том-Том», «Звено» Вахмистрова, White Knight.

По каждому летательному аппарату в работе приводится краткая историческая справка, отмечаются конструктивные особенности. Подробно представлены достоинства и недостатки каждого авианосца. Отмечается главное преимущество авианосцев: оно состоит в том, что истребители доставляются в нужное место авиаматкой, за счет чего увеличивается радиус их действия.

Результатом выполненной работы является выявление проблем этой отрасли, которые заключаются в трудности крепления истребителей на борту авианосца, а также их стыковки с самолетом-носителем. Разработки воздушных авианосцев были приостановлены вследствие

того, что выделилось более перспективное направление – создание самолетов-топливозаправщиков.

В настоящее время идёт неявное возрождение летающих авианосцев в качестве первой ступени для суборбитальных кораблей. Будущее у воздушных авианосцев есть, но для воплощения проектов нужно определенное финансирование.

Aircraft Carrier Airbornes: Myth or Reality?

Karpuhin F.V.

Aircraft Manufacturers' Club, Ulyanovsk
(School section)

The aim of this work is studying the history of airborne aircraft carriers and finding out the main problems of developing of this branch of aircraft building in the 20th century. The first attempts to construct airborne aircraft carriers began with the appearance of the first zeppelins.

Some models of aircraft carriers: USS Akron (ZRS-4); Mitsubishi G4M2e Model 24 Tay; the project “Tom – Tom”; Zveno by Vahmistrov; White Knight are analyzed in this work. There is a short historical summary of each flying machine with special constructive features. Advantages and disadvantages of each aircraft carrier are introduced in details. It is noted that the main advantage of an airborne aircraft carrier is that a fighter is delivered by launching aircraft, that’s why the radius of action increases.

The result of this work is finding out the problems of this branch, which are the difficulty of fastening fighter aircraft on board the aircraft carrier, and docking with aircraft carrier. The development of aircraft carriers was stopped, because a more perspective tanker aircraft trend appeared.

Nowadays there, a non-obvious revival of aircraft carriers is taking place these carriers being used as the first step of suborbital ships. There is a future life of aircraft carriers, but it demands special financing.

Key words: aircraft carriers; constructive features; advantages; disadvantages; fighter; launching aircraft; radius; fastening; elaborations; tanker aircraft.

Система измерений смещений и вибраций на основе регистрации оптических сигналов

Картуков И.А., Картуков А.В., Меркишин Г.В.
МАИ, г. Москва

Получение информации о смещении различных механизмов (редукторов и т.д.) необходимо для контроля их соосности в процессе эксплуатации. Под соосностью понимают расположение осей деталей машины (узлов, агрегатов и т. п.) на одной линии. Рассмотрим систему измерения смещений и вибраций на основе регистрации оптических

сигналов на примере системы измерения смещения редуктора для вертолёта Ми-38.

Существующий метод измерения смещения (отклонения) редуктора заключается в фото или видеосъёмке «хождения» редуктора с последующим анализом отснятого материала, но сложная обработка измерений снижает оперативность. Кроме того, требуется достаточно дорогая быстродействующая съёмочная аппаратура, которая не фиксирует быстродействующие смещения и вибрации.

Так же существует система измерения вибраций с использованием пьезодатчиков, но они в состоянии измерить только динамическую составляющую смещения, т.е. если объект вибрирует, датчики это зафиксируют, если же он просто сместился, то нет. Проанализировав существующие методы, возникла необходимость в разработке измерительной системы, в которой отсутствовали бы перечисленные недостатки.

Идея системы измерения смещений и вибраций основана на регистрации оптических сигналов. Принцип действия заключается в следующем. Оптический сигнал передатчика воспринимается фотоприёмным устройством, закрепленным на редукторе. На выходе фотоприёмника формируется сигнал, пропорциональный смещению редуктора. В качестве фотоприёмного устройства используется четырёхплощадочный кремниевый фотодиод. Сигнал с фотодиода предварительно усиливается до величины, необходимой для дальнейшей обработки и передаётся в АЦП, где преобразуется в цифровой. Для окончательной обработки цифрового сигнала используется персональный компьютер (ПК). Измеритель, включающий в себя излучатель, приемник, усилитель и систему питания объединены в едином корпусе и представляют собой функционально законченное устройство. Для подвода и съёма излучения с редуктора используются световоды. Полученная информация после обработки на компьютере запоминается в файле и также отображается на экране в реальном масштабе времени в режиме «осциллограф» или в виде 2D графиков.

The system of measurement of displacements and vibrations on the basis of registration of optical signals

Kartukov I.A., Kartukov A.V., Merkishin G.V.
MAI, Moscow

Obtaining information on different displacement mechanisms (gear, etc.) is needed to control their alignment during use. Under the concentricity understand the location of the axes of machine parts (components, assemblies, etc.) on a single line. Consider the system of measurement of

displacements and vibrations on the basis of registration of optical signals by the example of the displacement measuring gear for the Mi-38.

The current method of measuring the displacement (deflection) gearbox is in a photo or a video clip "walking" gear with subsequent analysis of the footage, but a complex analysis of the measurements reduces efficiency. It also requires quite expensive high-speed camera equipment which does not record high-speed displacement and vibration.

There is also a system for measuring vibrations using piezoelectric sensors, but they are only able to measure the dynamic component of the displacement, ie, if an object vibrates, the sensors will fix it, but if he just moved, then no. Analyzing the existing techniques, it was necessary to develop the measurement system in which these shortcomings would be absent.

The idea of displacement and vibration measurements based on the reception of optical signals. The principle of operation is as follows. The optical signal transmitter perceived photodetector attached to the gearbox. In the photodetector output signal is generated proportional to the displacement gear. As the photoreception device used chetyrehploschadochny silicon photodiode. The signal from the pre-amplified photodiode to a value required for further processing and sent to the ADC, which is converted to digital. For the final digital signal processing using a personal computer (PC). The meter includes a transmitter, receiver, and power supply system integrated in a single body and are functionally complete unit. For the supply and removal of radiation from the gear used fibers. The information after processing is stored in a computer file, and also displayed on the screen in real time mode "oscilloscope" or as 2D graphs.

Об оценке усталостных характеристик конструкции на ранних стадиях проектировочного расчета.

Касумов Е.В., Шувалов В.А.
КНИТУ-КАИ, КВЗ, г. Казань

Основная цель данной работы заключается в предварительной оценке усталостных характеристик механической системы летательного аппарата (ЛА) на ранних стадиях ее проектирования до получения опытного образца. Для достижения поставленной цели используются на ранних стадиях проектирования ЛА алгоритмы поиска рациональных параметров конструкции с применением метода конечных элементов. Это позволяет снизить общий уровень напряжений в конструкции в целом, а также сгладить поле их распределения, уменьшая возможность появления нежелательных перепадов их величин и концентраторов. Исходными данными для поиска рациональных конструктивных параметров являются кинематический и силовой анализ механической

системы на основе численного моделирования. В результате расчетов определяются законы движения и изменения нагрузок звеньев механизма, а так же поля напряжений звеньев. Расчеты проводятся в соответствии с принятыми в отрасли требованиями нормативно-технической документации (Нормами летной годности винтокрылых летательных аппаратов и циркулярам к ним). Циркуляры рекомендуют использование для оценки усталостной прочности на ранних стадиях аналитические методы с привлечением результатов усталостных испытаний образцов материалов. В данной работе, при проектировании механической системы используется до создания опытного образца конструкции аналитический метод оценки ее усталостной прочности, аналогично указанным в циркулярах, а уровень поля напряжений при этом приводится к наиболее рационально возможному с применением численных методов поиска рациональных параметров конструкции. Значительное снижение уровня поля напряжений и его сглаживание в конструкции приводит как следствие, к улучшению усталостных характеристик, которые качественно и количественно можно оценить с применением аналитического метода по данным, характеризующим усталостные характеристики применяемых материалов - это кривые Одингга или Хейга и кривые усталости, которые получены при испытаниях образцов материалов.

В работе рассматриваются примеры проектировочного расчета крыла и элементов несущей системы легкого вертолета. Вариант конструкции, имеющий значения вибрационных нагрузок ниже значений статистически сниженной рабочей кривой, наиболее предпочтителен для построения опытного образца. Уровень вибрационных напряжений относительно статистически сниженной кривой показывает ожидаемый ресурс конструкции с учетом идеализации численной модели и при допущениях о равномерности свойств применяемых материалов и идеально гладкой поверхности деталей конструкции. Ожидаемый ресурс механизма в целом будет определяться деталью с наименьшим ожидаемым ресурсом. Расчеты при проектировании в последствии можно уточнять при построении опытного образца и оценке результатов натурных испытаний.

About determination of fatigue strength characteristics at early stages design

Kasumov E.V., Shuvalov V.A.

Tupolev Kazan State Technical University,
JSC "Kazan Helicopter plant", Kazan

This paper concerns issues of determination of preliminary endurance of aircraft mechanical system elements at early stages of design thereof. The

technique of design calculation is built on usage of numerical methods for determination of load amplitude spectrum.

A numerical simulation technique at the stage of conceptual design of aircraft mechanical systems is considered. The results of a kinematic analysis and load design using the light helicopter mathematical model and calculations of rotor blade flutter are given. Examples of bench and flight test simulations are presented. Using the prediction of the routine flying trajectory of a light helicopter, the possibility of determining cyclically alternating loadings in rotor system elements is considered.

Approaches to calculations of structure rational parameters are considered with which the most smooth and level low stress field is obtained. This allows enhancing fatigue strength characteristics. Analytical method consisting in endurance curves generation in the course of material samples testing can be used for the purpose of characteristics assessment in quantitative terms.

On the basis of calculation results the determination of preliminary endurance for idealized structure of aircraft assemblies is performed. Main assumptions in preliminary endurance calculation are a uniformity of material properties, surface smoothness, and absence of processing defects. Results of tests of laboratory patterns of materials used in the structure are utilized in source data.

Анализ интенсивности воздушного движения в зоне аэродрома

Кенгне Фотсо М.Ф., Маркин Н.Н.

МАИ, г. Москва

Рассматривается управление воздушным движением в зоне аэродрома. Схема транспортной операции включает вход в зону аэродрома, маневрирование перед входом в глиссаду, вход и снижение по глиссаде, посадку и торможение на взлетно-посадочной полосе до скорости движения по рулежным дорожкам, причаливание к терминалу высадки и посадки пассажиров, выруливание на взлетную полосу и взлет, набор высоты и выход из зоны аэродрома.

Унификация взлетно-посадочных характеристик воздушных судов позволяет стандартизировать скорости самолета в момент входа в глиссаду, касания ВПП и движения по рулежным дорожкам. Для однотипных воздушных судов эти параметры выбрать необходимый интервал времени между моментами входа в глиссаду.

Рассматривается расчет маневра самолета перед входом в глиссаду и траектория посадки самолета. Минимальный интервал движения между воздушными судами определяется по безопасному расстоянию и скорости полета на этапе входа в глиссаду. Минимальная дистанция, на которой необходимо начать маневрирование при использовании системы предупреждения столкновения воздушных судов TCAS 2,

составляет 1.1 морских миль. Этому времени интервал 20 секунд при скорости подхода к глиссаде 360 км/час.

Обеспечение безопасности полета с учетом попадания в вихревой след впереди идущего самолета зависит от размаха крыла. В зависимости от размаха крыла безопасный интервал времени рекомендуют выбирать на интервале от 110 до 160 секунд в крейсерском полете, что соответствует расстоянию 6.5 морских миль для самолета типа А-320.

Расчет посадки самолета показывает, что интервал времени с момента начала перехода в посадочную конфигурацию до выхода на рулежную дорожку составляет примерно 120 секунд, с момента касания ВПП до выхода на рулежную дорожку составляет около 40 секунд. В случае посадки с интервалом 20 секунд в момент касания самолетом ВПП на полосе будут находиться два впереди идущий самолета. Первый самолет будет выходить на рулежную дорожку, а второй заканчивать торможение. Более интенсивное использование ВПП в этом случае будет сопряжено с повышенным напряжением экипажей воздушных судов и операторов управления воздушным движением.

Рассматривается выбор интервала времени между посадками воздушных судов с учетом затрат времени на высадку и посадку пассажиров. Сравнение результатов численного моделирования посадки и аналитических расчетов позволяет использовать полученные алгоритмы для прогнозирования затрат времени на полет самолета в зоне аэродрома и посадку на ВПП.

Analysis of air traffic in the terminal area

Kengne Fotso Mark Flaubert, Markin N.N.

MAI, Moscow

We consider the control of air traffic in the terminal area. The scheme of the transport operation includes entry into the zone of the aerodrome maneuvering in front of the glide path, entrance and drop on the final approach, landing and braking on the runway to the speed of traffic on the taxiways, berthing to the terminal drop-off and landing of passengers taxiing to the runway and take off, climb in and out of the terminal area.

The unification of the landing characteristics of aircraft standardizes speed of the aircraft at the time of entering the glide path, touchdown and traffic on the taxiways. For the same type of aircraft, these parameters to select the desired interval time between the entrances of the glide path.

We consider the calculation of maneuvering the aircraft in front of the glide path and landing. Minimum spacing between aircraft movement is defined by a safe distance and speed at the stage entrance of the glide path. The minimum distance at which to begin maneuvering by using anti-collision

of aircraft TCAS 2, is 1.1 nautical miles. This time interval of 20 seconds at a speed of approach glide path 360 km/h.

Ensuring the safety of the flight, taking into account falling into the vortex trail ahead going aircraft depends on the wing span. Depending span wise safe interval recommend filter in the interval from 110 to 160 seconds in cruising flight, which corresponds to a 6.5 nautical miles for an aircraft type A-320.

Calculation of landing shows that the time interval from the start of the transition in the landing configuration at the exit taxiway is approximately 120 seconds, from the moment of touchdown before entering the taxiway is about 40 seconds. In the case of a landing every 20 seconds when it touches the runway the aircraft on the runway will be going ahead two aircraft. The first aircraft will enter the taxiway, and the second to complete inhibition. More intensive use of the runway in this case would be associated with an increased voltage aircraft crews and air traffic control operators.

We consider the choice of the interval of time between landings of aircraft taking into account the time spent on boarding and landing of passengers. Comparison of the results of numerical simulations and analytical calculations of landing allows to use the algorithms to predict the time required to fly the aircraft in the terminal area and landing on the runway.

Исследование динамических характеристик трехслойной круговой пластины при вертикальном ударе о воду методом конечных элементов

Крупенин А.М., Мартыросов М.И.
МАИ, г. Москва

Рассматривается вертикальный удар о первоначально невозмущенную свободную поверхность идеальной сжимаемой жидкости, упругой трехслойной пластины. Форма изучаемой пластины — круговая. Исследуется начальный этап взаимодействия, когда возникают максимальные гидродинамические давления, и характеристики реакций достигают предельных значений. Скорость взаимодействия пластины с жидкостью принимается много меньшей скорости распространения звука в жидкости. Проводится параметрический анализ относительно скорости взаимодействия. Учитывается влияние на динамику пластины гравитационных сил. Слои пластины состоят из однородных изотропных материалов. Влиянием воздушной прослойки между падающей пластиной и свободной поверхностью жидкости на характер ударного взаимодействия пренебрегаем.

Исследование ударного взаимодействия конструкций и их элементов с жидкостью проводилось ранее в связи с решением ряда практических

задач: посадкой гидросамолетов, сбросом грузов и техники на воду, ударного взаимодействия судов с набегающей волной.

В общем случае задачи взаимодействия конструкций с жидкостью крайне сложны. В прошлом исследователи пользовались упрощенными математическими моделями. Решения, полученные подобным образом, не могут описать всех нюансов процесса ударного взаимодействия. Численное моделирование, в частности методом конечных элементов, позволяет подробно описать взаимодействие конструкций с жидкостью и учесть большинство известных явлений.

Расчеты выполнены в среде ANSYS AUTODYN и Mathcad 14. Получены и проанализированы эпюры гидродинамических давлений, нагрузок, перемещений, скоростей, ускорений и напряжений по времени и координате (по слоям). В качестве несущих слоев пластины рассматривается алюминиевый сплав Д16Т, а в качестве заполнителя – политетрафторэтилен. Проведен анализ динамических характеристик. Дано сравнение полученных численных результатов с некоторыми имеющимися экспериментальными и теоретическими данными, полученными рядом отечественных и зарубежных специалистов при решении подобных задач.

Работа выполнена при финансовой поддержке ФЦП «Научные и научно-педагогические кадры инновационной России» на 2009-2013 годы, мероприятие 1.1 по теме «Проведение научных исследований коллективами научно-образовательных центров в области конструирования летательных аппаратов и авиационных материалов», госконтракт № 02.740.11.0504 от 16.03.2010 г.

Исследование динамики пассажирского самолета на этапах выравнивания и пробеге по ВПП

Крюкова В.И., Маркин Н.Н.

МАИ, г. Москва

Рассматривается снижение самолета после прохода над торцом взлетно-посадочной полосы. Требования к величине вертикальной скорости в момент касания определяются минимальным значением, необходимым для срабатывания автоматической системы торможения, и максимальной допустимой величиной, при которой происходит отделение самолета от взлетно-посадочной полосы. Рассматривается влияние высоты начала выравнивания, перегрузки и скорости на параметры движения в момент касания ВПП и последующий пробег.

Проводится анализ следующих причин авиационных происшествий:

- Превышение посадочной скорости;
- Заход на посадку со скоростью, меньшей скорости сваливания;
- Приземление с большой вертикальной скоростью;

- Потеря ориентации в условиях облачности и тумана;
- Ошибки в определении координат самолета в отсутствии визуальной ориентации;
- Приземление на переднюю стойку шасси с последующим «козлением»;
- Сдвиг ветра;
- Ошибки пилотирования.

Решается задача о выборе рациональных параметров пилотирования на посадке, с учетом:

- Комплекса условий, определяющих безопасность посадки;
- Разброса начальных параметров движения и эксплуатационных факторов;
- Совместного рассмотрения продольного и бокового движения;
- Дефицита времени у экипажа на выполнение операций по управлению самолетом.

Для решения используется математическое моделирование движения самолета на ЭВМ. Проведено исследование влияния на посадочные характеристики высоты взлетно-посадочной полосы, ограничений угла и угловой скорости поворота руля высоты, времени запаздывания контура управления нормальной перегрузкой.

Рассматриваются характеристики жесткой посадки в случае превышения максимально допустимого значения вертикальной скоростью и отделения от ВПП после касания. Определяется влияние превышения вертикальной скорости в момент касания на величину воздушного участка пути и посадочную дистанцию.

The dynamics of passenger aircraft research at the stages of alignment and run across

Kryukova V.I., Markin N.N.
MAI, Moscow

We consider the reduction of aircraft after passing above the end of the runway. The requirements for the largest vertical velocity at the moment of contact determined by the minimum value required to trigger an automatic braking system, and the maximum permissible value at which the separation of the aircraft from the runway. We consider the influence of the height of the beginning of the alignment, handling and speed at the time of the motion parameters and the subsequent touchdown run.

The analysis of the following causes of accidents:

1. The excess of the landing speed;
2. Approach at a speed less stall speed;
3. A landing with a large vertical velocity;

4. Disorientation in the clouds and fog;
5. The errors in determining the coordinates of the aircraft in the absence of visual orientation;
6. Landing on the front landing gear;
7. Wind shear;
8. Pilot error.

The problem of choosing the rational parameters of piloting landing, taking into account:

1. A set of conditions that determine the safety of landing;
2. Scatter the initial motion parameters and operational factors;
3. Joint examination of longitudinal and lateral movement;
4. Lack of time for the crew to perform management operations by airplane.

It uses the mathematical modeling of the aircraft on a computer. Research of influence on the height of landing characteristics of the runway, limiting the angle and angular velocity of rotation of the elevator, the delay time of the control loop normal overload.

We describes the characteristics of a hard landing in case of exceeding the maximum allowable value of the vertical velocity and the separation from the runway after touching. There are determined the impact of the excess vertical velocity when it touches on the value of the air section of the path and landing distance.

Формирование требований к динамическим характеристикам и базовым параметрам контуров управления рулевого привода перспективного маневренного самолета

Кузнецов И.П.¹, Паршин А.А.¹, Халецкий Л.В.², Шитов В.Ю.³

¹ПМЗ Восход, г. Павлово; ²ЦАГИ, г. Жуковский;

³НИИ «Гириконд», г. Санкт-Петербург

В работе рассматриваются основные проблемы, возникающие при разработке рулевого привода перспективного маневренного самолета, связанные с формированием технически обоснованных требований к его динамическим характеристикам и основным базовым параметрам. На примере проекта рулевого привода рассматриваются основные методические подходы по выбору значений базовых параметров контуров его управления для перспективного маневренного самолета с аэродинамически неустойчивой компоновкой, обеспечивающих требуемую динамику замкнутой системы «самолет-система управления полетом – рулевой привод».

В статье предлагается методический подход по формированию обоснованных требований в виде допустимых областей на АФЧХ рулевого привода горизонтального оперения в зависимости от

амплитуды входного сигнала, гарантирующих полное подавление автоколебательных режимов в замкнутом контуре «Самолет – система управления – рулевой привод». При этом также, предлагается метод определения базовых значений параметров контуров управления привода, обеспечивающих требуемую его динамику во всей расчетной области входных сигналов. Показано, что требуемая динамика привода достигается при реализации только комплексного подхода, включающего выбор рациональной функциональной схемы привода с использованием принципов прямого управления гидрораспределителями в сочетании с конструктивно-технологическими методами, обеспечивающими требуемую линейность скоростных характеристик сервопривода и гидродвигателя привода с использованием цифровых регуляторов, которые гарантируют требуемую стабильность технических характеристик привода при воздействии дестабилизирующих факторов и наличии функциональных отказов.

Formation of requirements to the dynamics and basic parameters of control loops of an advanced maneuverable aircraft flight control actuator

Kuznetsov I.P.¹, Parshin A.A.¹, Khaletsky L.V.², Shitov V.Y.³

¹JSC “PMZ “Voskhod”, Pavlovo; ²FSUE TsAGI, Zhukovskiy;

³JSC SRI “Giricond”, St. Petersburg

This paper reviews the key problems arising during the development of an advanced maneuverable aircraft flight control actuator which are related to the formation of technically based requirements to its dynamics and main basic parameters. By the example of a flight control actuator design the main procedural approaches are reviewed for the selection of the values of its control loop basic parameters for the advanced maneuverable aircraft having aerodynamically unstable configuration which ensure the required dynamics of the closed-loop system “aircraft – flight control system – flight control actuator”.

The article suggests a procedural approach for the formation of valid requirements representing acceptable areas on amplitude-phase-frequency response characteristic of a horizontal tail control actuator depending on the input signal amplitude which ensure the complete elimination of self-oscillating modes in the closed loop “aircraft – flight control system – flight control actuator”. In addition a method of determining of basic values of actuator control loop parameters is proposed to ensure the required actuator dynamics in the whole calculated range of input signals. It is shown that the required actuator dynamics is achieved only within the implementation of a package approach including the selection of a rational functional actuator

diagram with the use of principles of direct control of flow control valves in conjunction with the design and manufacturing methods ensuring the required linearity of the servo actuator and hydraulic motor velocity performance with the assistance of digital controllers which ensure the required stability of the actuator technical parameters under the influence of destabilizing factors and when functional failures are available.

Проблемы индикации и ликвидации аварийных электрических дуговых разрядов в авиационных системах распределения электроэнергии

Машуков Е.В., Куликовский К.В.
МАИ, г. Москва

Необходимость борьбы с аварийными электрическими дуговыми разрядами существует как в наземных системах электропитания, так и в бортовых: автомобильных с напряжениями 36...42 В и в авиационных (постоянного и переменного тока). В авиационных системах проблемы индикации и ликвидации аварийных дуговых разрядов оказываются особенно сложными из-за помех в сетях, наличия импульсных нагрузок, переходных режимов нагрузок и сетей, отсутствия обратных фидеров. Традиционные тепловые и электромагнитные аппараты защиты распределительных сетей от перегрузок по току могут не сработать: при параллельных дугах в случае их прерывистого характера, а при последовательных дугах – из-за уменьшения токов в фидерах. Уменьшить вероятность возникновения аварийных дуговых разрядов можно увеличением прочности жил и изоляции, мониторингом токов утечки, прокладкой фидеров параллельными проводами. Возникшая дуга может быть обнаружена по её свечению, тепловому или электромагнитному излучению. Однако все перечисленные выше методы нерациональны в авиационных условиях, где предпочтительны электрические методы распознавания дуги по свойствам её шума: уровню, частотному спектру, хаотичности изменения параметров, рекурсивности, а также по принципу сравнения аварийных и нормальных процессов.

Конечной целью авторов доклада является модернизация транзисторных аппаратов защиты и коммутации авиационных распределительных сетей постоянного тока путём введения в них дополнительной функции индикации и ликвидации параллельных и последовательных аварийных дуговых разрядов.

Problems of indication and liquidation of emergency electrical arcing in aircraft power systems

Mashukov E.V., Kulikovskiy K.V.
MAI, Moscow

The need to elimination the emergency electrical arc discharges exist in both terrestrial and aviation power systems: car with 36 ... 42 volts and in a planes (AC and DC). In aviation electrical system indication and elimination of emergency arcs is one of the most problem things. It happens by several factors: interference in the electrical nets, the availability of switching loads , transient loads and networks, lack of feedback feeders. Traditional thermal, electromagnetic and overcurrent protections don't work: the parallel arcs in the reason of their intermittent case, and by a series of arches – due to a decrease currents in feeders. Reduce the possibility of accidental arcing can be thru increase of isolation, monitoring of leakage, lay feeders parallel wires. The arc can be detected by its glow, heat or electromagnetic radiation. However, all of the above methods are not rational in the aviation environment where the preferred electrical arc detection methods on the properties of its Noise level, frequency spectrum, the parameters of chaotic change, recursive, and by comparing the emergency and normal processes.

The final object of the authors of the article is the modernization of transistor switching and protect devices of air distribution networks DC by introducing them to additional display functions and the elimination of parallel and series arcing fault.

Проблема перевода авиационных аббревиатур

Курляндская В.В.
МАИ, г. Москва

В данной работе рассматривается проблема, с которой сталкивается переводчик при передаче авиационных аббревиатур на язык перевода.

Основной проблемой перевода аббревиатур является сложность выбора верного пути решения данного вопроса. Для начала переводчик должен выполнить ряд последующих действий:

1. проанализировать контекст, в котором встречается аббревиатура;
2. определить её семантику;
3. справиться о переводе в лексикографическом источнике (например, словаре сокращений).

Однако в случае отсутствия варианта перевода в словаре, переводчик вынужден прибегнуть к более глубокому анализу сокращения. Для этого необходимо найти и проанализировать примеры употребления необходимой аббревиатуры в других контекстах исходного языка, расшифровать её полное название и на основании данного анализа

раскрыть семантическое значение аббревиатуры. Передать сокращение на язык перевода представляется возможным с помощью одного из следующих способов:

1) Передача сокращения ИЯ эквивалентным сокращением ПЯ. Например, AST (нем.) – Zentrum für Analyse von Strategien und Technologien, AST (англ.) – Centre for Analysis of Strategies and Technologies, АСТ (рус.) – Центр Анализа Стратегий и Технологий.

2) Заимствование иностранного сокращения с сохранением исходного написания. Например, DLR (нем.) — Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, DLR (англ.) — German Aerospace Center DLR, DLR (рус.) – Немецкий аэрокосмический центр DLR.

Существуют и другие способы перевода аббревиатур, такие как транскрибирование, транслитерирование (МАКС (рус.) – Международный авиационно-космический салон; MAKS (нем.) – Internationaler Luft- und Raumfahrtsalon; MAKS (англ.) – International Aviation and Space Salon), описательный перевод (CST(англ.) – Crew Space Transportation; CST (нем.) – Transport der Besatzung in den Weltraum; CST (рус.) – доставка экипажа в космос) или создание новой аббревиатуры на языке перевода (ISS (нем.) – Internationale Raumstation; ISS (англ.) — International Space Station; МКС (рус.) – Международная Космическая Станция).

На основании проведённого анализа представляется возможным предложить следующий алгоритм перевода аббревиатуры: дешифрование аббревиатуры – поиск аббревиатуры в текстах ИЯ – раскрытие семантики – выбор способа перевода – перевод.

Необходимыми условиями качественного перевода текстов авиакосмической тематики являются не только отличное владение иностранным языком и навыками перевода, но также хорошее знание и квалифицированное применение авиационной терминологии.

Problem of translating abbreviations in aviation texts

Kurliandskaia V.V.

MAI, Moscow

This research is devoted to the problem with which a translator deals during the translation of abbreviations into the target language. The main problem with translating abbreviations is that the translator has to choose the right approach to the issue. He or she should make a series of steps, for instance:

Determine the meaning of the abbreviation through the context analysis (AST(ger.)–Zentrum für Analyse von Strategien und Technologien, AST(eng.)–Centre for Analysis of Strategies and Technologies, АСТ(rus.)–Центр Анализа Стратегий и Технологий.);

Find in the dictionary the abbreviation in the target language (DLR (ger.)— Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, DLR(eng.)— German Aerospace Center DLR, DLR(rus.)— Немецкий аэрокосмический центр DLR).

In case there is no rendering in the dictionary, the translator has to explore the abbreviation in a more careful way. For this purpose he/she needs to find the abbreviation in texts written in the source language, to make sense of it and to translate it using one of the translation methods for abbreviations.

Some methods of translating abbreviations:

To render the abbreviation written in the source language using its equivalent in the target language;

To borrow the foreign abbreviation in its Latin spelling.

There are also some other methods, such as transliteration(МАКС (rus.) – Международный авиационно-космический салон; MAKS (ger.) – Internationaler Luft- und Raumfahrtsalon; MAKS (eng.) – International Aviation and Space Salon), transcription, descriptive translation(CST(eng.) – Crew Space Transportation; CST (ger.) – Transport der Besatzung in den Weltraum; CST (rus.) – доставка экипажа в космос) or creating a new abbreviation in the target language(ISS (ger.) – Internationale Raumstation; ISS (eng.) — International Space Station; МКС (rus.) – Международная Космическая Станция).

Based on the theoretical evidence, it is possible to work out an algorithm for translating abbreviations: decoding abbreviation, searching for the abbreviation in texts written in the source language, interpretation abbreviation, translation method choice, translation. It is also necessary to remember that for a perfect translation the translator does not only have to have an excellent command of the target language and professional expertise, but also to know and to understand the terminology and basic notions/concepts in aviation texts.

Решение прикладных задач аэродинамики неявной схемой на вращающихся расчетных сетках с многосеточным ускорителем

Кажан Е.В., Курсаков И.А., Лысенков А.В.

ЦАГИ, г. Жуковский

В ЦАГИ для проведения исследовательских работ активно используется технология вычислительного эксперимента. Эта технология включает в себя несколько этапов: подготовка математической модели исследуемого объекта, проведение расчета с использованием многопроцессорных систем, обработка результатов. Для выполнения всех этапов в ЦАГИ создан специализированный пакет прикладных программ (ППП EWT-ЦАГИ). Этот программный комплекс прошел обширную верификацию и валидацию для широкого класса

задач. В данной работе описываются модификации решателей EWT-ЦАГИ, которые сделаны в последнее время.

Для ускорения получения стационарного решения задач обтекания ЛА потоком вязкого газа по явной схеме Годунова – Колгана – Родионова разработан метод локального введения неявного сглаживателя. Этот метод использует отсроченную коррекцию и использует для решения системы линейных уравнений блочный метод Гайсса – Зейделя с перенумерацией ячеек. Для аппроксимации источниковых членов используется метод, основанный на анализе собственных чисел матрицы Якоби. Оригинальной особенностью численного метода является локальный выбор явной или неявной схемы и способа осуществления шага по времени (локальный или глобальный).

Для дальнейшего ускорения процесса сходимости задачи (стационарный случай) используется модифицированный многосеточный метод. Пересчет параметров потока с одной сетки на другую осуществляется методом линейной интерполяции. На грубых сетках осуществляется четырехшаговая процедура. На рассмотренных тестах применение многосеточного подхода ускоряет процесс сходимости решения в 5 раз.

В последнее время все большую актуальность принимают задачи определения аэродинамических и акустических характеристик воздушных винтов. Поэтому в пакет прикладных программ добавлен решатель на вращающихся расчетных сетках. Для получения решения используется стандартная схема. Учет вращения расчетной сетки производится путем введения добавок к конвективным потокам и к источниковым членам. Решение задачи о распаде произвольного разрыва на вращающейся сетке производится с помощью точного решения Годунова. Для явной схемы добавляется дополнительное ограничение на шаг по времени. Кроме того, проводится модификация граничных условий.

Разработанные модификации решателя программного комплекса EWT-ЦАГИ позволяют решать более сложные задачи вычислительного эксперимента за меньшее время.

Solution of applied aerodynamics problems on moving control volumes with multigrid acceleration on the base of implicit scheme

Kazhan E.V., Kursakov I.A., Lysenkov A.V.

TsAGI, Zhukovsky, Moscow reg.

The computational experiment technology is widely used in TsAGI investigations. This technology consists of a number of stages: the preparation of the mathematical model of the test subject, carrying out of the calculations with help of HPC system, postprocessing. To carry out all of

these stages the special-purpose software package called EWT-TsAGI was developed in TsAGI. This software package is verified and validated for wide scope of tasks. This work describes some new modifications of the EWT-TsAGI solvers, that were made lately.

The implicit smoother method is developed to accelerate the stationary numerical solution of viscous flow around aircraft by an explicit Godunov–Kolgan–Rodionov scheme. The method used is based on the delayed correction method and applies the Gauss–Seidel block method with the cell renumbering to solve the system of linear equations. The method based on the analysis of eigenvalues of the Jacobi matrix is used for the source terms approximation. The local choice of an explicit or implicit scheme and the manner of time step implementation (global or local), depending on the relationship between the specified global time step and the local stability condition of the explicit scheme, is the main specific feature of the numerical method.

For further acceleration of the stationary solution the modified multigrid procedure is used. In this technique the solution obtained on the sequence of nested grid is used to perform the time step. Flow parameters are transferred from fine grid to coarse one by means of linear interpolation. On the fine grid numerical equations are solved by Godunov–Kolgan–Rodionov scheme of second order of approximation. To get the solution on coarse grids the four-stage numerical scheme based on the Godunov method of first order of approximation is used. The implementation of this multigrid procedure results in 5-10 times acceleration of the solution on the test cases (airfoil, wing, wing+body).

Nowadays the problems of propeller aerodynamic and acoustics characteristics become of greater importance. That is why the solver for moving control volumes is developed for EWT-TsAGI software. This solver is based on the standard numerical scheme. Rotation is taken into account by adding the correction to convective and source terms. The Riemann problem on moving control volumes is solved by Godunov scheme. Time step for explicit scheme is extra limited. In addition, boundary conditions are modified.

The modifications done to EWT-TsAGI solvers allow to make more complicated simulations in with reduced time cost.

Установка формирования пресспакетов тормозных дисков авиационных колес: от идеи до реализации

Донюков И.А., Маслов Ю.В., Мищенко В.Ю., Триацкий Н.Н.
МАИ, г. Москва

Данная работа выполнялась в рамках постановления Правительства России от 9 апреля 2010 г. N 218 "О мерах государственной поддержки

развития кооперации российских высших учебных заведений и организаций, реализующих комплексные проекты по созданию высокотехнологичного производства". На первых этапах были проведены предварительных исследования по выбору методов и способов подготовки компонентов (углеволокно и угольный пек) для их последующего смешения. Кроме того был разработан принципиально новый метод подачи смеси в пресс-формы.

3 октября 2013 года в ОАО «Авиационная корпорация «Рубин» прошла презентация-открытие нового производства углеродных тормозных дисков из нового композиционного углеродного материала для авиационных колес.

Одним из устройств, представленным участникам презентации, была экспериментальная установка, разработанная в Московском авиационном институте. Она принципиально отличается от своих предшественников, применяемых на данный момент в промышленности. Особенности этой установки являются:

- принципиально новая конструкция резки углеволокна: при своей простоте она позволяет решить вопросы по регулированию длины отрезаемых волокон, может перенастраиваться на различные типы волокон и режущие элементы при их износе заменяются на месте без особых затруднений;
- изменена система подачи углеволокна и пека в пресс-формы: компоненты подаются не отдельно, а для создания с одного рабочего пульта;
- в связи с тем, что в системе управления отсутствуют электродвигатели, а управление осуществляется применением пневматических устройств, то повышается безопасность применения установки, т.к. углерод является очень хорошим электропроводником;
- конструкция установки позволяет проводить быструю перенастройку на другой типоразмер пресс-формы;
- в связи с тем, что полностью изменена система подачи компонентов, сама установка имеет значительно меньшие габариты в сравнении с теми, что в данный момент применяются в промышленности;
- разработанный метод создания смеси элементов композита позволяет его применение при создании конструкций более сложных форм.

В работе участвовали сотрудники различных кафедр института, а также студенты старших курсов и именно благодаря участию в решении конкретных инженерных задач из них уже до окончания института

сформировались грамотные современные кадры для Российской авиационной промышленности.

Installation of formation of press brake disk packs aviation wheels: from idea before realization

Donyukov I.A., Maslov Yu.V., Mishchenko V.Yu., Triadsky N.N.
MAI, Moscow

This work was performed within the resolution of the government of Russia of April 9, 2010 N 218 "About measures of the state support of development of cooperation of the Russian higher educational institutions and the organizations realizing complex projects on creation of hi-tech production". At the first stages researches at the choice of methods and modes of preparation of components (carbon fiber and coal pitch) for their subsequent mixture were conducted preliminary. Essentially new method of giving of a mixture in compression molds was besides developed.

On October 3, 2013 in JSC Aviation Corporation "Rubin" there passed presentation opening of new production of carbon brake plates from a new composite carbon material for aviation wheels.

The experimental installation developed at the Moscow aviation institute was one of the devices, to the presented participants of presentation. It essentially differs from the predecessors applied at present in the industry. Features of this installation are:

- essentially new design carbon fibers are sharp: at the simplicity she allows to resolve issues on regulation of length of cut-off fibers, can be recustomized with various types of fibers and cutting elements at their wear are replaced on a place without special difficulties;
- the system of supply of carbon fiber and pitch in compression molds is changed: components move not separately, and for creation from one working panel;
- because in a control system there are no electric motors, and control is exercised by use of air devices, safety of application of installation since carbon is very good electroconductor increases;
- the design of installation allows to carry out fast change-over on other standard size of a compression mold;
- because the system of giving of components is completely changed, installation has considerably smaller dimensions in comparison with that are applied at present in the industry;
- the developed method of creation of a mixture of elements of a composite allows its application at creation of designs of more difficult forms.

Staff of various chairs of institute, and also students of older years participated in work and exactly thanks to participation in the solution of

specific engineering objectives from them already before the termination of institute competent modern shots for the Russian aviation industry were created.

Разработка комплекса ДПЛА «Рой»

Литвинов Н.Н., Агапов Р.В., Бочагов А.М., Бутко О.А.,
Елистратов А.А., Мацепура А.М.
МАИ, г. Москва

В данной работе рассматривается разработка комплекса дистанционно пилотируемый летательный аппарат (ДПЛА) для применения в условиях горной и урбанистической местности. Ведущиеся сегодня разработки в основном направлены на единичную продукцию, либо немногочисленные группы. Со временем робототехника выйдет на новый уровень и использование большого количества роботов (от 100 аппаратов) для решения одной задачи станет нормой. Наибольшие сложности возникают при формировании интегрального управления работой массива ДПЛА.

Данная работа направлена на поиск технических решений, разработку программного обеспечения и создание прототипов летательных аппаратов и станций (блоков) управления и навигации, а также на проектирование систем снаряжения и установок для них.

В качестве одного из вариантов компоновки массива ДПЛА выбран вертолет, построенный по соосной схемы с толкающим импеллером. В качестве энергетических установок используются электрические двигатели. Среди функциональных компонентов определены следующие: система управления и навигации для массива ДПЛА, бортовой информационно-управляющий прицельно-навигационный комплекс ДПЛА с системой технического зрения и нейро-нечеткими ПИД-регуляторами, серверная станция управления и навигации.

В работе показаны результаты создания мобильной наземной станции управления массивом ДПЛА; продемонстрирована архитектура массива ДПЛА для организации комплексного управления полетом в условиях урбанистической и горной местности; показан бортовой информационно-управляющий комплекс; прототип ДПЛА соосной схемы с толкающим импеллером, а также его программно-математическое обеспечение(ПМО), иллюстрирующее работу комплекса на местности. Помимо этого, в работе показаны алгоритмы нейро-нечеткой системы управления для решения плоской задачи навигации, системы технического зрения на основе глазомерного способа прицеливания (внешне базового дальномера), симулятора для обучением первичным навыкам пилотирования ЛА, отработки систем управления, навигации и прицеливания для стрельбы, бомбометания и

выполнения специальных задач. Так же описан этап проектирования и подбора компонентов ДПЛА «Жук» под многофункциональное применение.

Development of the system of UAV «Roy»

Litvinov N.N., Agapov R.V., Bochagov A.M., Butko O.A.,
Elistratov A.A., Matcepura A.M.
MAI, Moscow

There is a development of the unmanned aerial vehicle's(UAV) system be viewed in this article. This system are made for using in mountain and urban landscape. Ongoing developments are basically directed at limited series. At the near future the robo-tech will become common and will be presented at the new level. For example, using about 100 drones for the single mission will be usual thing. Most of the problems are arisen in creating integrated control of the array of UAV.

This work is directed at finding technical solutions, software developing, building prototypes of aircrafts, control and navigation stations(blocks) and designing equipment systems with units for it. As one of the arrangement options of array of UAV, co-axial helicopter with ducted fan was chosen. There are electric engines used as a power plant in it. This system consists of control and navigation system, onboard information and control, aiming and navigation system with technical vision unit and fuzzy-logic PID-regulators, server control and navigation station.

Results of the creation of prototype of co-axial UAV with EDF and mobile control station are demonstrated in this project. Also UAV's array architecture for organization flight control in mountain and urban landscape, onboard information, control system and software that illustrated work of the system were shown. Besides this, fuzzy-logic algorithms of control system for solving 2D navigation, technical vision system with rangefinder, flight simulator for training basics pilot skills, modeling of control systems, navigation, aiming for shooting, bombing and special performances. Meanwhile, this project describes UAV «Zhuk» for multifunctional use.

Проблемы создания пассажирского самолета схемы «летающее крыло»

Кощеев А.Б., Минин О.П., Подопросветов Е.Н.
ОАО «Туполев», г. Москва

Одним из перспективных направлений развития гражданской авиации является применение схемы «летающее крыло». В работе рассмотрены практические вопросы применения указанной схемы, которые необходимо решить проектировщикам при создании самолета.

Приведены результаты комплексного анализа, согласно которым в существующих рыночных нишах выбрана размерность магистрального самолета, для которой наиболее эффективно применение схемы «летающее крыло». Также приведены габаритные ограничения, определяемые условиями эксплуатации в существующей инфраструктуре наибольшего количества аэропортов.

Рассмотрены проблемы выбора каркасно-силовой схемы, связанные с обеспечением оптимальной аэродинамической формы наружной поверхности при одновременном выполнении требований к пассажирскому салону в части эвакуации пассажиров в различных аварийных ситуациях.

Определены направления поиска способов обеспечения путевой статической устойчивости, а также продольной и путевой управляемости ЛА при сохранении максимально возможного крейсерского аэродинамического качества.

Приведены критерии выбора схемы и компоновки силовой установки с учетом требований ее максимальной эффективности при интеграции с планером, снижения уровня шума, эксплуатационной технологичности.

Особое внимание уделено вопросам достижения требуемых эргономических характеристик в нетрадиционной компоновке пассажирского салона. Задача обеспечения психологического комфорта на борту самолета при отсутствии или ограниченном количестве иллюминаторов требует большого объема специальных исследований и разработки дружественного интерфейса.

Рассмотрены критерии выбора при проектировании степени «электрификации» самолета, которые должны учитывать ряд параметров, существенно влияющих на оптимальный уровень применения электроприводных систем.

Также рассмотрен еще целый ряд проблем практического проектирования магистрального самолета схемы «летающее крыло».

Комплексный анализ путей решения поставленных вопросов позволил сделать вывод о возможности создания самолета выбранной размерности, обеспечивающего на рубеже 20-23 годов значимый прирост эффективности по отношению к традиционной схеме при приемлемом уровне технических рисков.

Flying wing airliner design challenges

Koshcheev A.B., Minin O.P., Podoprosvetov E.N.

Tupolev JSC, Moscow

One of the promising directions of civil aviation development is the application of the flying wing configuration. The paper discusses the practical

issues of implementation of this arrangement that designers will have to solve to create such an airplane.

The results of comprehensive analysis are cited, according to which the airplane is sized for the existing market segments, where flying wing configuration is considered to be the most effective solution. Also shown are the design constraints defined by the operating conditions in the existing infrastructure of the majority of airports.

Examined are the problems of airframe structure selection, associated with providing optimal external aerodynamic shape while meeting, at the same time, the requirements for the passenger compartment as related to passengers evacuation in various emergency situations.

Determined are directions of finding ways to ensure airplane static yaw stability, as well as longitudinal and directional control, while preserving the highest possible L/D ratio.

The criteria of selection and layout of the powerplant are cited to meet the requirements of its maximum efficiency, given integration with the airframe, noise reduction, AND maintainability.

Particular attention has been paid to achieving the desired ergonomic features in a non-traditional arrangement of the flying wing passenger compartment. The task of providing psychological comfort onboard of the airplane with absent or a limited number of windows requires a lot of special research and development of user-friendly interior.

Examined are the criteria of choice of the airplane's 'electrification' level, which should take into account a number of parameters that significantly affect the optimal level of application of electric actuation systems.

Also discussed are additional issues, related to practical flying wing design.

A comprehensive analysis of the solutions to the issues raised led to the conclusion about the possibility of creating of an airplane of selected size, providing a significant increase in efficiency with respect to the traditional layout at the turn of 2020-2023.

Зачем самолету гусеничное шасси?

Мнухин А.В.

Клуб авиастроителей, г. Таганрог
(Школьная секция)

Целью историко-технической работы является сбор и систематизация информации о проектах самолетов на гусеничном шасси в России, СССР и за рубежом. На основе анализа собранного материала сделана попытка дать заключение о целесообразности применения гусеничного шасси в современных условиях. Рассмотрев наиболее известные варианты самолетов на гусеничном шасси и опираясь на данные о результатах их испытаний, мы пришли к следующим выводам: 1).

Гусеничное шасси применялось на следующих классах самолетов: бомбардировщики, самолеты–разведчики, истребители, гражданская авиация, многоцелевые самолеты, транспортная авиация. 2). Несмотря на то, что испытания показывали возможность создания и эксплуатации ЛА с гусеничным шасси, практически ни один проект не был пущен в серийное производство из-за следующих, по нашему мнению, причин:

- а) в результате недоработок проектов;
- б) из-за появления ЛА с вертикальным взлетом и посадкой;
- в) в результате изменений в конструкции колесных шасси, благодаря которым значительно улучшились ВПХ самолетов;
- г) в силу экономических причин;
- д) в результате появления вертолётов;
- е) благодаря появлению новых материалов, позволяющих значительно улучшить технические характеристики ВВП и продлить срок их эксплуатации. Однако, использование гусеничных шасси имело и положительные аспекты. Гусеничное шасси значительно уменьшало давление на грунт и позволяло ЛА взлетать и садиться с неподготовленных аэродромов и грунтовых поверхностей, что существенно сокращало длину пробега.

Модернизация гусеничного шасси дает надежду, что в будущем возможно появление ЛА на гусеничном шасси для применения его в геолого-разведывательных и патрульных операциях, в лесо-охранных и водо-охранных проектах, для работ в радиационно-загрязненных зонах, в МЧС для посадки самолета на неподготовленную или поврежденную поверхность, в условиях освоения Арктики и Антарктики, в нуждах малой, фермерской авиации и бизнес – авиации. В связи с развитием БПЛА, может появиться перспектива применения гусеничного шасси и на БПЛА.

Why do aircraft need track-type landing gear?

Mnukhin A.V.

Aircraft Manufacturers' Club, Taganrog
(School section)

The main objective of this work is to collect and systematize information about projects of aircraft with track-type landing gear in Russia, USSR and other countries. Based on the collected materials, we have tried to make some conclusions about reasonability of using such aircraft in modern conditions. Namely, the results of flight tests for different types of planes led us to the following findings:

Track-type and in gear may be used on the following types of aircraft: bombers, fighters, reconnaissance planes, transport planes, civil aircraft, multipurpose aviation;

Although the tests proved the possibility of building and operating aircraft with track-type landing gear, in practice, no project was ever put in quantity production for the following reasons:

- technical defects of the design;
- the appearance of VTOL aircraft;
- modernization of the regular landing gear results in significant improvements of the aircrafts takeoff and landing characteristics;
- economical causes;
- the appearance of helicopters;
- using of new composite materials, which helped to improve the landing strips technical characteristics and extend their operation life.

However, the use of track-type landing gear had it's own positive aspects. Track-type landing gear significantly reduced the pressure on the landing strip and allowed the aircraft to operate from unprepared and semi prepared airfields, decreased the length of the landing run, the sinking of the plane in the soil during the parking.

The modernization of the track-type landing gear gives hope, that in the future it may be used for geological reconnaissance and patrol missions, in forest and water protection projects, for work in radioactive contamination zones, in emergency situations, for landing the plane on an unprepared surface, in order to explore the Arctic and the Antarctica, for use in the small, farm and business aviation. It could also help in the use of unmanned aviation (drones).

Новая методология создания топлив, смазочных и гидравлических масел для авиационной техники

Молоканов А.А., Бырдина А.А., Ежов В.М.,
Разносчиков В.В., Яновский Л.С.
ЦИАМ, г. Москва

Увеличение верхнего температурного предела работоспособности масляных и топливных систем газотурбинных двигателей до 280 °С, ужесточение условий эксплуатации редукторов и других агрегатов летательных аппаратов (ЛА) ставит перед современной наукой задачи по разработке новых современных авиационных топлив, смазочных и гидравлических масел; при этом предъявляются противоречивые требования: с одной стороны необходимо повышать термоокислительную стабильность, с другой – улучшать эксплуатационные свойства: смазывающие свойства, несущую способность, гидrolитическую стабильность и др. С целью создания новых продуктов необходимо модифицировать методологию их разработки, внедрять новые современные наукоемкие методы и подходы.

В работе изложена методика, которая с использованием оптимизационных процедур позволяет создавать топлива, смазочные и гидравлические масла, обладающие улучшенными эксплуатационными свойствами.

Одним из основных подходов при разработке новых продуктов является экспертный метод. Однако данный метод имеет недостатки: эксперт не всегда в полной мере может оценить чрезвычайно большой объем информации о ранее проведенных экспериментах. В том случае, когда теряется нить логических рассуждений, эксперту трудно предложить дальнейший вариант действий.

Разработанная методика позволяет нивелировать эти сложности. Математическая обработка базы данных позволяет в полной мере оценить уже накопленный опыт, а прогнозные возможности оптимизатора – предложить математически обоснованный вариант продолжения поиска наилучшего результата.

Исследования по формированию композиционных составов (смазочных масел, топлив, рабочих жидкостей и др.) описаны в ряде работ, однако вопросы оптимизации этих составов с применением программных инструментов к настоящему времени в научной литературе освещены недостаточно. Разработанная методика позволяет частично автоматизировать процесс создания рецептур композиционных составов при помощи современных программных инструментов.

Задача оптимизационного исследования – определить состав композиции, обеспечивающий наилучшие значения критерия эффективности. Процедура поиска наилучшего состава масла включает выбор критерия поиска, определение вектора варьируемых переменных в эксперименте, формирование ограничивающих параметров и условий остановки поиска.

В качестве примера апробации методики в работе приведены результаты оптимизации состава противоизносных присадок в композиции авиационного смазочного масла и показана возможность создания новых масел с улучшенными противоизносными свойствами.

The New Methodology for Creation of Fuels, Lubricants and Hydraulic Fluids Designed for Aircraft

Molokanov A.A., Byrdina A.A., Ezhov V.M.,

Raznoschkov V.V., Yanovskiy L.C.

CIAM, Moscow

The increase in the upper temperature limit of operability of fuel and oil systems of gas turbine engines up to 280 ° C, the tightening of conditions gearboxes and other aircraft components posed for modern science tasks of new advanced aircraft fuels, lubricants and hydraulic oils development; thus

conflicting requirements imposed: on the one hand it is necessary to improve the thermal-oxidative stability, on the other - to improve the performance properties: lubricating property bearing capacity, hydrolytic stability, etc. In order to create new products necessary to modify methods methodology, to introduce new modern high-tech methods and approaches.

The paper describes the methodology that by applying optimization procedures allows you to create fuel, lubricating and hydraulic oils with improved performance characteristics.

One of the main approaches in the development of new products is an expert method. However, this method has some drawbacks: the expert is not always fully can appreciate the extremely large amount of information about previously conducted experiments. In the case where a thread of logical reasoning is losing, it is difficult for expert to offer further course of action.

The developed method allows to inventors to solve these difficulties. Mathematical processing of the database gives full volume of existing experience, and the optimizer - offers a mathematically valid option to continue searching for the best result.

Studies on the formation of the composite compounds (lubricants, fuels, hydraulic fluids, etc.) are described in a number of papers, but the optimization of these compounds with using of software tools in the literature have not been adequately discussed so far. The developed technique can partially automate the process of creating recipes of a composite compounds using advanced software tools.

The task of the optimization study – to determine the composition, providing the best value of the effectiveness criterion. The procedure for finding the best composition of the oil comprises the definition of “search criterion”, of “vector of variable variables” in the experiment, a “limiting parameters” and conditions searching stop.

As an example of testing proposed methodology in the presentation describes the optimization of anti-wear additives of aircraft lubricating oil compositions and demonstrated the possibility of creating new oils with improved anti-wear properties.

Анализ устойчивости систем автоматического управления с алгебраическими селекторами при неустойчивости одного из каналов

Намазова А.Б.
УГАТУ, г. Уфа

В настоящее время при построении систем автоматического управления (САУ) различными объектами управления, особенно маневренными летательными аппаратами, используется принцип «управляемой неустойчивости». При этом получают такие статические

и динамические характеристики САУ, которые нельзя получить в случае устойчивого объекта управления.

Известно, что неустойчивый объект управления можно сделать устойчивым за счет различного вида обратной связи. Однако, значительно большие возможности для управления предоставляет наличие избирательной нелинейной обратной связи, например, с помощью алгебраического селектора каналов управления.

В САУ современными авиационными газотурбинными двигателями (ГТД) формирование управления часто осуществляется с помощью селекторов. Селекторы вводятся в САУ для устранения зоны совместной работы каналов управления и обеспечивают во всех условиях работы управляющее воздействие только одного из нескольких каналов управления, включаемых в работу в зависимости от режима работы объекта управления. К таким системам относятся, например, САУ подачи топлива в камеры сгорания ГТД. Обычно применяется принцип селектирования, согласно которому регулируется параметр двигателя, наиболее приблизившийся к величине, определяемой программой регулирования. Такое селектирование реализуется с помощью алгебраических селекторов (АС).

Обеспечение устойчивости САУ ГТД с селектором при колебательной неустойчивости одного из каналов происходит, если канал регулирования частоты вращения выходит из строя и в нем появляются неустойчивые, расходящиеся по амплитуде колебания, например при увеличении коэффициента передачи, то с помощью устойчивого канала ограничения колебания ограничиваются и на выходе селектора образуются устойчивые колебания. В этом случае возникает режим непрерывных переключений каналов, параметры которого зависят от соотношения задающих воздействий каналов.

Переход САУ на устойчивый канал ограничения, например, температуры газа, происходит путем изменения задающего воздействия неустойчивого канала или его отключения.

Аналогичный принцип управления можно использовать и при построении САУ летательных аппаратов.

Таким образом, за счет наличия алгебраического селектора и устойчивого канала ограничения многоканальная система автоматического управления сохраняет устойчивость и обеспечивает работоспособность объекта управления при неустойчивости отдельных каналов управления.

Analysis of the stability of automatic control systems with algebraic selectors instability in one of the channels

Namazova A.B.
USATU, Ufa

At present, the construction of automatic control systems (ACS) in various management objects, especially maneuverable aircraft, the principle of "managed instability". This resulted in such static and dynamic characteristics of the ACS, which can't be obtained in the case of sustainable facility management.

It is known that an unstable control object can be sustained by the different types of feedback. However, considerably more control provides selective availability nonlinear feedback, e.g., using an algebraic selector control channels.

In ACS Active aviation gas turbine engines (GTE) building management is often carried out by the selectors. The selectors are introduced into the ACS to address areas of joint work and provide control channels in all operating conditions, the control action only one of several control channels to be included in the work, depending on the operating mode of the control object. Such systems include, for example, ACS fuel supply to the combustion chamber GTE. Usually used selektirovaniya principle, according to which regulated the motor parameter most draws near to the value determined by the regulation. This selektirovanie implemented using algebraic selectors (AS).

Ensuring the sustainability of ACS GTE with the selector in the oscillatory instability is one of the channels, if the channel speed control fails and it appears unstable, divergent amplitude vibrations, for example by increasing the gain, then using the stable channel constraints and limited fluctuations in output selector generated sustained oscillations. In this case, a continuous mode switching channels, the parameters of which depend on the ratio of the set point channel.

The transition to sustainable ACS channel restrictions, such as the gas temperature is by changing the master control channel unstable or turn it off.

The same principle of control can be used in the construction of ACS aircraft.

Thus, due to the presence of an algebraic stable channel selector and multi-channel limit the automatic control system is stable and ensures the efficiency of the control object with the instability of individual control channels.

Использование продольных перегородок в канале воздухозаборника эллиптического сечения с РПП на стенках в целях снижения заметности силовой установки ЛА

Гусейнов А.Б., Низов Д.Е.

МАИ, г. Москва

Целью работы являлась оценка эффективности применения продольной стенки в каналах воздухозаборника и сопла по снижению характеристик ЭПР силовой установки ЛА.

Первым этапом являлось создание трехмерных моделей канала воздухозаборника в САД системе Unigraphics NX-7.5 с различным расположением продольных стенок и без них. Воздухозаборник должен обеспечивать подведение воздуха к двигателю с малыми потерями и получение на входе в двигатель равномерного поля давлений. Для оценки сравнительных характеристик вариантов воздухозаборников газодинамический расчет проводился с использованием модулей FLUENT и CFX программного комплекса ANSYS-14.

Вторым этапом являлся расчет характеристик рассеяния канала воздухозаборника с различным расположением продольных стенок. Расчет проводился с использованием программного комплекса ИТПЭ РАН. Полученные данные позволили сделать следующие выводы:

разбиение канала воздухозаборника на части, путем введения продольной перегородки, увеличивает относительное удлинение каждого получившегося в результате участка канала, что в свою очередь дает ряд следующих эффектов:

увеличение количества переотражений в каждом отдельном участке канала, образованным расположением в нем одной или нескольких перегородок, улучшение эффективности нанесенного на стенки покрытия, более эффективное гашение электромагнитной волны в канале;

снижение прямой видимости входной части силовой установки в канале воздухозаборника не большого относительного удлинения и малой S-образности при углах облучения отличных от оси канала;

введение в канал продольной стенки снижает ЭПР воздухозаборника на волнах поляризованных перпендикулярно плоскости стенки;

изменение геометрии продольной стенки путем изменения ее углового положения вдоль оси воздухозаборника приводит к тому, что электромагнитная волна, проходя по каналу, меняет поляризацию, увеличивая тем самым эффективность нанесенного на стенки покрытия.

В целях снижения заметности силовой установки ЛА, целесообразно применение продольных перегородок в каналах воздухозаборников небольшого относительного удлинения и малой кривизны. При этом обязательно необходимо проводить газодинамический расчет каналов

воздухозаборников с тем, чтобы обеспечить оптимальные условия работы силовой установки

Исследование влияния параметров схемы и площади несущих поверхностей на характеристики легкого административного самолета

Новиков Е.А.

г. Жуковский

Методика выбора удлинения, удельной нагрузки на крыло, тяговооруженности дозвукового высотного самолета основанная на определении и систематическом исследовании зависимостей характеристик и выбранного критерия – взлетной массы от этих параметров в пределах их области существования подробно разработана и известна.

Произведено изменение данной методики с целью расширения возможностей ее использования. Увеличено количество рассматриваемых параметров за счет параметров схемы и оперения.

В качестве переменных были рассмотрены следующие параметры: $X_{п.т.кр.}$ – расстояние от носка фюзеляжа до передней точки крыла, $X_{п.т.г.о.}$ – расстояние от носка фюзеляжа до передней точки Г.О., $S_{кр}$ – площадь крыла, $S_{г.о.}$ – площадь Г.О., $X_{тф}$ – центр тяжести снаряженного фюзеляжа.

Остальные параметры соответствуют одному из самолетов-прототипов.

Для решения поставленной задачи была предложена система уравнений и неравенств, произведено ее преобразование и предложен метод решения – метод перебора. Разработан алгоритм решения системы и предложена методика определения аэродинамических и моментных характеристик.

Были определены зависимости ряда характеристик от параметров - $X_{п.т.кр.}$,

$X_{п.т.г.о.}$, $S_{кр}$, $S_{г.о.}$ и $X_{тф}$ для легкого административного самолета при заданных технических требованиях: дальность полета – 1850 км, крейсерская скорость – $V_{кр}=300$ км/ч, высота крейсерского полета – $H_{кр}=6$ км.

Рассматривались значения $X_{п.т.кр.}$ и $X_{п.т.г.о.}$ соответствующие нормальной схеме, схемам «тандем» и «утка».

Были определены зависимости аэродинамических, моментных, оптимальных характеристик крейсерского полета и массовых характеристик

от $X_{тф}$, $S_{г.о.}$, $S_{кр}$ для перечисленных схем самолета с топливом и без топлива, в исходной конфигурации и с выпущенными закрылками.

Были определены допустимые диапазоны перечисленных параметров и характеристик связанные с ограничениями максимальных углов отклонения рулей, степени продольной статической устойчивости и скорости захода на посадку.

Анализ полученных зависимостей показал, что для схемы «тандем» по сравнению с нормальной схемой при одинаковой компоновке фюзеляжа: $S_{кр}$ на 15,7% меньше, $S_{г.о.}$ в 4,7 раза больше, максимальный коэффициент подъемной силы больше на 23%, аэродинамическое качество меньше на 24%, диапазон центровок увеличивается в 4,5 раза, взлетная масса на 9,5% больше.

Для схемы «утка» по сравнению с нормальной схемой при близкой компоновке фюзеляжа: $S_{кр}$ на 48% больше, $S_{г.о.}$ в 3,7 раза больше, максимальный коэффициент подъемной силы меньше на 23%, аэродинамическое качество меньше на 30%, диапазон центровок увеличивается на 12%, взлетная масса на 16,2% больше.

Study of circuit parameters and bearing surface areas influencing on characteristics of a light executive aircraft

Novikov E.A.

Zhukovskiy

The approach for choice of dilatation, wing loading, thrust loading of a subsonic high-flying aircraft based on determining and systematic research of the dependence of the characteristics and the chosen criterion – the takeoff mass – on these parameters within the limits of their existence domain is well-known and studied in detail.

In the study the change of this approach is made to widen the range of possibilities to use it. Also the number of the studies parameters is increased due to the circuit and fin parameters.

The following parameters were considered as variables: X_w – distance from the nose to the tip of the wing, X_t – distance from the nose to the foresight point of horizontal tail (H.T.), S_{ws} – wing surface area, S_t –H.T. area, X_g – gravity center of the operational body.

Other parameters correspond to those of one of the aircraft prototypes.

To solve the task the set of equations and inequalities was proposed; the set was reconstituted and the solution method was proposed – the enumerative technique. The solution algorithm was provided and the method of determining aerodynamic properties and moment characteristics was proposed.

The dependencies of a range of characteristics on the parameters were determined – X_w , X_t , S_{ws} , S_t and X_g for a light executive aircraft with the specified technical requirements: flying range – 1850 km, cruise speed – $V_{cs}=300$ km/h, cruise altitude – $H_{cs}=6$ km.

The X_w and X_t values corresponding to the normal configuration, canard configuration, tandem configuration, were considered.

The dependencies of aerodynamic, moment, optimum characteristics of cruising flight and mass characteristics on X_g , S_t , S_{cs} were determined for the specified aircraft configuration with and without fuel, in the initial configuration and with extended flaps.

The tolerance ranges of the specified parameters and characteristics – concerned with the limitations in authority of the controls, the longitudinal stability factor, the landing speed – were determined.

The analysis of the received dependencies revealed that for the tandem configuration in comparison with the normal configuration at equal body layout we have the following parameters: S_{ws} is 15,7% less, S_t is 4,7 times more, the maximum lift coefficient is 23% more, the aerodynamic quality is 24% less, the center of gravity range increases for 4,5 times, and the takeoff mass is 9,5% more.

For the canard aerodynamic configuration in comparison with the normal configuration at almost equal body layout we have the following parameters: S_{ws} is 48% more, S_t is 3,7 times more, the maximum lift coefficient is 23% less, the aerodynamic quality is 30% less, the center of gravity range increases for 12% , and the takeoff mass is 16,2% more.

Перспективы развития беспилотных авиационных систем

Орлова А.Д., Шевчук А.В., Зуева Т.И.

МАИ, г. Москва

Разработка и производство беспилотных авиационных систем (БАС) с начала текущего столетия стали наиболее прогрессирующим сегментом мировой авиационной отрасли. Расходы на создание новых и модернизацию существующих БАС непрерывно растут даже в периоды общего снижения деловой и промышленной активности в авиастроении. Двигателем развития беспилотной техники явились и пока остаются военные применения, идеи гражданских применений БАС также находят воплощение, и достоинство проектов в возможности создания изделий двойного назначения, с большим спектром применения в народном хозяйстве с различной эффективностью.

Перспективы развития боевой беспилотной авиации обусловлены, прежде всего, постоянно возрастающей стоимостью пилотируемых летательных аппаратов и стоимостью обучения экипажа для них - в то время как для значимого количества задач присутствие человека не обязательно. Тенденция к увеличению процента боевых вылетов беспилотных летательных аппаратов в будущем будет сохраняться.

Проблемы применения БАС:

Первая проблема - технического свойства: создать по-настоящему эффективную и надежную беспилотную систему под силу только предприятию, обладающему пониманием авиационной техники, доступом к передовым современным технологиям в области авиационных конструкционных материалов, аэродинамики, автоматическому управлению полетом, систем связи, то есть ко всем технологиям, применимым в современной авиационной промышленности, а также к технологиям дистанционного зондирования Земли и обработки геопространственных данных.

Вторая проблема - это неразвитость нормативной базы, включающей вопросы регламентации разработки беспилотных комплексов, сертификации их производства и регулирования полетов в общем воздушном пространстве воздушных судов без экипажа на борту.

Процесс развития боевых беспилотных авиационных систем можно разделить на три этапа:

- разработка и создание комплексов БАС различного назначения;
- формирование сложных систем оружия с БАС;
- создание новых систем оружия с дистанционно управляемыми авиационными системами различного назначения.

Несмотря на сложность технической задачи, большое число не решенных организационных и регулятивных проблем, применение БАС является переходом на следующую технологическую ступень развития многих отраслей экономики России.

Prospects of development of pilotless aviation systems

Orlova A.D., Shevchuk A.V., Zueva T.I.

MAI, Moscow

Development and production of the pilotless aviation systems (PAS) since the beginning of the current century became the most progressing segment of world aviation branch. Expenses on creation new and modernization existing the PAS continuously grow even during the periods of the general decrease in business and industrial activity in aircraft industry. The motive force of pilotless equipment development were and still are military applications, ideas of civil applications the PAS also find an embodiment, and advantage of projects in possibility of creation of products of a dual purpose, with a big range of application in a national economy with various efficiency.

Prospects of development of fighting pilotless aircraft are caused, first of all, by constantly increasing cost of piloted aircraft and cost of training of crew for it - while for significant quantity of tasks presence of the person not obligatory. The tendency to increase in percent of fighting departures of pilotless aircraft in the future remain.

PAS application problems are as follows:

The first problem - technical property: to create rather effective and reliable pilotless system is in power only for the enterprise possessing understanding of the aircraft equipment, having access to the advanced modern technologies in the field of aviation constructional materials, aerodynamics, to an automatic flight control, communication systems, in whole to all technologies applicable in the modern aviation industry, and also to technologies of remote sensing of Earth and processing of geospatial data.

The second problem is a backwardness of the regulatory base including questions of a regulation of development of pilotless complexes, certifications of its producing and regulation of flights in the general air space of aircrafts without crew onboard.

Development of fighting pilotless aviation systems can be divided into three stages:

- 1) development and creation of the PAS complexes of different functions;
- 2) formation of complicated weapon systems that include PAS;
- 3) creation of new systems of the weapon with remotely operated aviation systems of different functions.

Despite of technical task complexity and of large number of not solved organizational and regulatory problems, PAS application is change-over to the next technological step of development of many branches of Russian economy.

Автоматическая посадка беспилотного летательного аппарата (БПЛА)

Картуков А.В., Меркишин Г.В., Петров А.В.
МАИ, г. Москва

Существующие системы посадки БПЛА обладают следующими недостатками: 1. Требуют наличия парашюта или надувной подушки; 2. Наличие сложного дополнительного механического оборудования в случае посадки с захватом на трос или сетку; 3. Большая задержка сигнала управления и низкая точность при посадки с использованием GPS. Предлагается система автоматической посадки, представляющая собой 2 малоканальных фотоприемника расположенных на земле, которые регистрируют оптические сигналы от БПЛА. Принцип работы системы заключается в следующем. Фотоприемники располагаются вдоль взлетно-посадочной полосы. При появлении оптического сигнала в пределах видимости БПЛА (в пределе угла обзора и дальности) сигнал фокусируется объективом на светочувствительную площадку малоканального кремниевого фотодиода (матрицы). Далее усиленный сигнал оцифровывается и обрабатывается ЭВМ. Высчитывается соотношения сигналов в соседних каналах и с помощью триангуляции определяются координаты объекта (X, Y, Z), угловые координаты, его

скорость и ускорение. Для определения координат БПЛА достаточно двух фотоприемников. Использование большего количества фотоприемников повышает точность определения координат. Сравнивая полученные координаты с заданными решается задача минимизации рассогласования между этими параметрами. Производится анализ текущих координат летательного аппарата и заданных координат траектории, определяется девиация и вырабатываются команды управления, которые передаются по радиоканалу на контроллер управления, расположенный на борту БПЛА.

Данная система автоматической посадки БПЛА обладает рядом достоинств:

1. Высокая точность и быстродействие измерения координат БПЛА;
2. Отсутствие дополнительного сложного и механического оборудования как на земле, так и на борту БПЛА;
3. Система автоматической посадки является универсальной для любого типа БПЛА.

Automatic landing unmanned aerial vehicle (UAV)

Kartukov A.V., Merkishin G.V., Petrov A.V.

MAI, Moscow

Existing UAV landing system has the following disadvantages: 1. Require a parachute or air bag; 2. The presence of additional complex mechanical equipment in the event of a landing with grip on the cable or mesh; 3. Most of the delay of the control signal and the low accuracy in landing using GPS. A system of automatic landing, which is a 2 low-channel photodetector located on land that record optical signals from a UAV. The system works as follows. Photodetectors are placed along the runway. When the optical signal is within sight of the UAV (in the limit of the viewing angle and distance) signal is focused by a lens onto a light-sensitive area low-channel silicon photodiode (matrix). Then the amplified signal is digitized and processed by a computer. Calculating the ratio of signals in adjacent channels, and using triangulation to determine the coordinates of the object (X, Y, Z), angular coordinates, its speed and acceleration. To determine the coordinates of the UAV is only two photodetectors. Using more photodetectors increases positioning accuracy. Comparing the coordinates of a given problem of minimizing the mismatch between these parameters. The analysis is the current position of the aircraft and given the coordinates of the trajectory is determined by the deviation and produced by the team management, which are transmitted by radio to the controller, located on board the UAV.

The system of automatic landing UAV has a number of advantages:

1. The high accuracy and speed of coordinate measuring UAV;

2. The lack of additional complexity and mechanical equipment on the ground and on board the UAV;
3. Automatic landing system is universal for any type of UAV.

Исследование теплопроводности бинарных растворов

Побережский С.Ю., Спиринов Г.Г.

МАИ, г. Москва

Методом кратковременных измерений в стадии иррегулярного теплового режима исследована теплопроводность бинарных растворов на основе шестнадцати органических жидкостей.

Жидкости классифицировались:

Группа 1 – Молекулы содержат активный водород и доноры электронов.

Группа 2 – Молекулы имеют доноры электронов, но в них отсутствует активный водород.

Группа 3 – Молекулы содержат активный водород и не содержат доноры электронов.

Группа 4 – Молекулы без водородных связей.

Для каждой группы на основе экспериментов получено эмпирическое соотношение, определяющее теплопроводность данного раствора.

Погрешность применения данных эмпирических соотношений для расчёта теплопроводности раствора не превышает трёх процентов.

Погрешность измерения теплопроводности не превышает одного процента.

Самолёт МС-21. Научно-технический отчёт об анализе распределения температуры на поверхности отсека пилон при работе двигателя в режиме Flight Idle

Поплавский А.В.

Корпорация «Иркут», г. Москва

Целью данного анализа было определение температуры поверхности отсека пилон. Рассматривается случай полёта при работе двигателя в режиме Flight Idle и температуре окружающего воздуха +30° С. В расчёте не учитывается нагрев поверхности пилона солнцем.

Для построения расчётной модели поверхность пилона была поделена на зоны. Зоны 1-3 подвергаются воздействию высокотемпературной струи газов, выходящих из сопла двигателя. Зоны 4-7 обдуваются холодным потоком газов из вентилятора двигателя.

Температурный анализ выполнен на базе математической модели, составленной в программном комплексе LMS AMESim. AMESim – это интегрированная платформа 1D многодисциплинарного системного моделирования и оптимизации изделий, включающая в себя 29

многодисциплинарных библиотек, содержащих 3300 физических моделей.

Библиотеки достоверно валидированны и документированы, позволяют решать задачи всех вовлеченных физических дисциплин, включая гидравлику, термо-гидравлику, пневматику, электрику, механику и системы управления и контроля.

В общую математическую модель включены следующие элементы: модель отсека пилон, в которой учтено влияние воздухозаборников, установленных на внешней поверхности пилона; модель конвективного теплообмена между зонами 1-7 поверхности пилона и внешней средой; модель радиационного теплообмена между зонами 1-3 и высокотемпературной струёй газов, выходящих из сопла двигателя; модель конвективного теплообмена между внутренней поверхностью пилона в зонах 2, 3, 5, 6, 7 и воздухом внутри пилона; модель конвективного теплообмена между внутренней поверхностью пилона в зонах 1 и 4, расположенных ниже теплоизоляции, и воздухом внутри пилона; модели теплообмена внутри стенок корпуса в зонах 1-7; модель конвективного теплообмена между верхней поверхностью теплоизоляции и воздухом внутри пилона и модель теплообмена внутри теплоизоляции.

В результате анализа выяснилось, что температура распределяется по поверхности пилона неравномерно, что обусловлено свойствами материалов, применённых в его конструкции, и значительной разностью температур газов, выходящих из сопла и вентилятора двигателя.

Данный расчёт требует дальнейшей проработки, при уточнении длительности работы двигателя в режиме Flight Idle.

Автоматизация конструирования клапанов систем регулирования давления самолетов

Попова А.И., Третьякова О.Н.
МАИ, г. Москва

Цель работы – автоматизация конструирования и ускорение разработки новых клапанов для систем автоматического регулирования давления (САРД) с использованием ЭВМ. Для полноценного функционирования системы кондиционирования салона необходим постоянный контроль давления воздуха в салоне, который обеспечивает САРД. Элементами САРД являются клапаны. На поисковом этапе НИР проведен анализ существующих типов клапанов и их классификация по функциональному назначению, выделены группы их входных и выходных параметров. Сформулирован алгоритм работы программы расчета для четырех типов выбранных клапанов: мембранно-пружинных, поршневых, гидравлических и электрических. Он

включает: выбор типа клапана, ввод параметров клапана, выбор расчетных соотношений, результат расчета характеристик элементов клапана. Для четырех типов клапанов написана программа на языке C++, позволяющая рассчитать основные параметры элементов изделия.

В данной работе основное внимание уделяется двум типам клапанов: мембранно-пружинным и поршневым. Они являются простыми и надежными агрегатами. Основными элементами клапанов являются пружины и мембраны, поэтому правильный подбор их параметров обеспечивает работоспособность клапана. Мембранно-пружинные клапаны являются самыми распространенными при разработке САРД. Основными их техническими характеристиками являются диапазон изменения давления воздуха в рабочей полости, величина перемещения выходного звена и эффективная площадь мембраны. Первые две характеристики определяются по ГОСТам. Библиотека ГОСТов включена в программу. Эффективная площадь мембраны рассчитывается программой. Поршневые односторонние клапаны применяются при необходимости создания больших перемещений рабочего органа. У клапанов данного типа перемещение поршня осуществляется в одну сторону под действием силы давления рабочей среды, а в другую – усилием пружины. Разработан алгоритм, который позволяет рассчитать основные параметры используемых пружин: усилие, создаваемое на штоке клапана, силу давления рабочей среды на поршень, силу трения поршня о корпус. Приведены примеры расчета двух клапанов: мембранно-пружинного клапана для самолета Ту-204, и поршневого клапана для самолета Ил-96, подтверждающие работоспособность программы.

Список литературы

Воронин Г.И. Конструирование машин и агрегатов систем кондиционирования. – М.: Машиностроение, 1978. – 544с.

Емельянов А.И., Емельянов В.А., Калинина С.А. Практические расчеты в автоматике – М.: Машиностроение, 1967. – 316с.

Automation design of valves for automatic pressure control aircraft

Popova A.I., Tretiyakova O.N.

MAI, Moscow

Purpose of this paper - to automate the design and accelerate the development of new valve for automatic pressure control (PCS) using a computer. For the full functioning air conditioning system requires constant monitoring of cabin air pressure in the cabin, which provides PCS . PCS elements are valves. At exploratory stage of research analyzed the existing types of valves and their classification based on their functions, the groups of their input and output parameters. An algorithm for the calculation of the

program selected four types of valves: a membrane spring, piston, hydraulic and electric. It includes: selection of the type of valve, the valve input parameters, the selection of the calculated ratios, the result of calculating the characteristics of the valve components. For the four types of valve program is written in C++ that allows you to calculate the basic parameters of the elements of the product.

This paper focuses on two types of valves: a membrane spring and piston. They are simple and reliable units. The main elements are the valves and diaphragm spring, so the correct choice of parameters ensures the efficiency of the valve. Membrane-spring valves are the most common in the development of PCS. The main technical characteristics of their range of variation is the air pressure in the working chamber, the movement amount output unit and the effective membrane area. The first two characteristics are determined by state standards. Library of state standards have included in the program. The effective area of the membrane is calculated by the program. Piston-way valves are used in the need for a large displacement of the working body. In valves of this type of piston is moving in one direction under the action of fluid pressure, and in the other - the spring force. Developed an algorithm that allows us to calculate the main parameters used in the spring: the force generated on the valve stem, because fluid pressure on the piston, the piston friction force on the body. Examples of the calculation of two valves: the membrane-spring valve for the Tu-204, and the piston valve for the IL-96, confirming the efficiency of the program.

References.

1. Voronin G.I. Construction of machines and units of air conditioning systems. - M.: Mechanical Engineering, 1978. – 544p.
2. Emelyanov A.I., Emelyanov V.A., Kalinina S.A. Practical calculations in automation - M: Mechanical Engineering, 1967. – 316 p.

Моделирование одноступенчатых и двухступенчатых внутрифюзеляжных систем катапультного старта

Правидло М.Н., Беляев А.Н.
ГосМКБ «Вымпел», г. Москва

Совершенствование тактико-технических характеристик самолетов-носителей (СН) пятого поколения, несущих авиационные управляемые ракеты (АУР), достигается за счет обеспечения высокого аэродинамического качества СН, а также снижения его заметности в результате создания условий для эффективного рассеивания радиоволн. Такие условия достижимы при внутрифюзеляжном размещении АУР.

Однако существует ряд сложностей при внутрифюзеляжном размещением АУР, связанных с ограниченностью внутритотсечного пространства и плотным размещением АУР. Данные обстоятельства

обуславливают повышенные требования к системе катапультирования АУР, которая должна обеспечивать такие параметры катапультирования АУР, при которых будет исключено касание корпуса и рулевых поверхностей отделяемой АУР элементов отсека СН и других подвешенных ракет в условиях сложного вихревого характера аэродинамического обтекания АУР, возникающего после открытия створок отсека. Действующая на начальном этапе катапультирования аэродинамическая интерференция между АУР и СН приводит к возникновению значительных аэродинамических моментов, затрудняющих формирование требуемых параметров угловой скорости.

Кроме того, значимой особенностью отделения АУР из отсека является большая протяженность полета АУР в ограниченном пространстве из-за существенной глубины отсека, что приводит к достаточно большому времени нестабилизированного полета АУР вплоть до момента раскрытия рулевых поверхностей и замыкания ее контура стабилизации.

Представленная работа посвящена исследованию внутрифюзеляжных катапультных устройств (ВФКУ), способных исключить соударение АУР с СН и обеспечить пространственную устойчивость АУР при их отделении из отсеков СН. Такие ВФКУ могут быть основаны на использовании одноступенчатого длинноходового катапультного устройства или выводного катапультного устройства двухступенчатого типа.

В работе формулируется задача создания указанных ВФКУ, разрабатываются их принципиальные схемы и моделируются кинематические и динамические характеристики катапультных устройств. Проводится математическое моделирование с учетом работы пневмопривода, решения задачи внутренней баллистики пиропривода, а также выполняется численная оценка безопасности отделения АУР выводимой из отсека СН.

Single stage and two stage inboard catapult launching system simulation

Pravidlo M.N., Belyaev A.N.

JSC “SMBDB “Vympel” by name I.I. Toropov», Moscow

Improving the performance characteristics of aircraft - carriers (AC) of the fifth -generation using aircraft guided missiles (AGM) is achieved by ensuring high aerodynamic efficiency of AC, as well as reduce its visibility as a result of creating the conditions for effective dispersion of radio waves. Such conditions are achievable with inboard placing AGM.

However, there are difficulties in inboard placing AGM related to the limited space and tight inboard placement of AGM. These circumstances may cause increased demands on the system bailout AGM, which should provide

such options of bailout, which will exclude the touching the hull and rudder surfaces ejecting missile and aircraft components compartment and other suspended missiles under complex nature of the vortex aerodynamic flow AGM arising after the opening of the compartment flaps. Acting on the initial bailout aerodynamic interference between AGM and AC results in a significant aerodynamic moments, impeding the formation of the required parameters of the angular velocity.

Furthermore, a significant feature of AGM separation from AC compartment is the length of flight AGM in a limited space due to the substantial depth of the compartment, which leads to a rather large time unstabilized flight AGM up until opening control surfaces and closing loop stabilization of AGM.

This work is devoted to the research of inboard ejection devices (IED) able to avoid collision AGM with AC and provide the spatial stability of AGM. Such IED may be based on the use of a single stage of long-ejection device or the two stage output ejection device type.

In this article formulated the task of creating these IED, develop their concepts and simulated kinematic and dynamic characteristics of the ejection devices. To the mathematical modeling taking into account the work of pneumatic, solving the problem of internal ballistics of pyrotechnic actuator and performed numerical estimate of safety of AGM ejecting withdrawn from the AC compartment.

Влияние дисперсии в моделях неравновесной механики сплошной среды

Прозорова Э.В.

СПбГУ, г. Санкт-Петербург

Исследование связано с формулировкой законов сохранения как условий равновесия моментов сил, в то время как обычно формулируются условия равновесия сил. Уравнения для газа найдены как из модифицированного уравнения Больцмана, так и из феноменологической теории. Для твердого тела используются уравнения феноменологической теории, но изменяется их трактовка. Выясняется вклад перекрестных эффектов в законы сохранения механики сплошной среды, в том числе самодиффузии, термодиффузии и др. Разрешен парадокс Д. Гильберта при решении уравнения Больцмана методом Чепмена-Энскога. Уточняется модель записи граничных условий для разреженного газа и для переходного режима течения вблизи движущихся поверхностей. Теория развита для бесструктурных частиц. Важнейшими выводами теории являются факты несимметричности тензора напряжений и потери непрерывности среды. В силу плохой точности общепринятых граничных условий скольжения

и температурного скачка для переходного режима течения требуется пересмотреть концепции кнудсеновского слоя и функции рассеяния молекул газа поверхностью как функции скоростей падающей и отраженных молекул. Методом молекулярной динамики начато исследование новой модели расчета трения и теплового потока к поверхности твердого тела в переходном режиме течения. Показана важность профилирования функции распределения падающих молекул. Устанавливаются условия существования инерционного интервала А. Н. Колмогорова. Предлагается объяснение универсальности логарифмического профиля продольной скорости в пограничном слое. Обсуждаются результаты численного и аналитического исследований некоторых задач пограничного слоя, взаимодействия газа набегающего потока с кристаллической поверхностью, простейших задач теории упругости, вклад момента в электродинамике, условия для использования моментной теории в задачах теории упругости, обратное влияние вклада высоких гармоник в длинноволновую часть возмущений в теории турбулентности.

Высокоточная система посадки ЛА оптического диапазона

Картуков А.В., Меркишин Г.В., Прудников И.Л.

МАИ, г. Москва

Система посадки определяет координаты самолета с высокой точностью, как в ясную погоду, так и при ограниченной видимости за счет высокой чувствительности. Система подходит для любых ЛА не требует сложного дополнительного оборудования на борту. Пассивность системы обеспечивает скрытность работы. Мобильность системы обеспечивает легкую развертываемость, конфигурации и настройку ее под конкретные условия размещения.

Разработаны алгоритмы обслуживания системы посадки, обработки информации, ее подготовки для передачи в необходимом виде, обеспечиваются их согласованные действия и интегрирование их в программный продукт, в котором планируется проводить исследования всевозможных ситуаций при помощи возможностей моделирования. Проводится оптимизация имеющихся алгоритмов, повышение скорости выполнения вычислительных расчетов, автоматический подбор оптимальных параметров, характеристик и расположения объектов системы для конкретных условий.

Hight precision optical range landing LA
Kartukov A.V., Merkishin G.V., Prudnikov I.L.
MAI, Moscow

The system determines the coordinates of the landing aircraft with high accuracy, as in clear weather and low visibility due to high sensitivity. The system is suitable for any aircraft does not require complex additional equipment on board. The passivity of the system provides a stealth operation. Mobility system provides easy deployable, configuration and tuning it for specific accommodation.

The algorithms for system maintenance planting, processing, preparing it for transmission to the desired form, provided they agreed actions and integrate them into a software product, which is planned to conduct studies of various situations using modeling capabilities. The optimization of existing algorithms, increasing the speed of computer calculations, automatic selection of optimal parameters, characteristics and location of objects in the system for the conditions.

Разработка программного обеспечения для решения задачи анализа стохастических систем с разрывами траекторий методом статистического моделирования

Сайнуков А.С., Кудрявцева И.А.
МАИ, г. Москва

В работе исследуется поведение систем, описываемых стохастическими дифференциальными уравнениями со случайной составляющей методом статистического моделирования. Преимуществами данного метода являются простота реализации и универсальность. Примерами подобных систем могут служить асинхронные цифровые системы управления [1], квантовые оптические и радиоизотопные датчики, у которых носителем полезной информации являются потоки квантов [2], электрические цепи с импульсными источниками [3].

Математическая модель представляет собой задачу Коши для стохастического дифференциального уравнения в форме Ито. Моменты скачков подчиняются пуассоновскому, гамма или логнормальному закону распределения.

Реализовано программное обеспечение согласно разработанному методу решения задачи. Результатом работы программы является графическая иллюстрация зависимостей полученных оценок вероятностных характеристик (плотность вероятности, моментные характеристики) моделируемого процесса.

Приведено решение следующих задач:

- задачи Коши для скалярного стохастического дифференциального уравнения в смысле Стратоновича. Моменты скачков имеют пуассоновское, гамма и логнормальное распределения;

- задачи определения вероятностных характеристик напряжения на конденсаторе RC-цепи.

Литература

М.В. Артемьев, А.В. Ивановский «Дискретные системы управления со случайным периодом квантования»

М.В. Артемьев, А.В. Ивановский «Анализ радиоизотопных систем роботов-манипуляторов»

Т.А. Аверина, К.А. Рыбаков «Методы и алгоритмы анализа стохастических систем с разрывами траекторий, образующими пуассоновские потоки событий»

Development of the program for solution of the analyses of stochastic systems with jumps problem with method of statistical modeling

Saynukov A.S., Kudryavtseva I.A.
MAI, Moscow

In the paper the problem of analyses of control systems described stochastic differential equation with jumps is considered. For problem solution the method of statistical modeling is used. Advantages of this method are simplicity and universality. Examples of researched systems are asynchronous digital control systems [1], electrical chains with source of impulses [2].

The mathematical model includes stochastic differential equation with jumps named Ito equation. It is proposed distributions of jumps are Poisson distribution, gamma distribution and log-normal distribution.

The algorithm based on method described in [3] is developed. According to this algorithm the program is realized. Graphics of probability characteristics estimations of modeling process with jumps can be obtained by used this program. The solutions of Caushi problem for scalar stochastic differential equation, named Statanovich equation, is obtained. Probability characteristics of electrical tension in RC-chain are determined.

Artemev V.M., Ivanovskiy A.V. Diskretnye sistemy upravleniya so sluchaynym periodom kvantovaniya

Artemev V.M., Ivanovskiy A.V. Analiz radioizotopnih sistem robotov-manipulatorov

Averina T. A., Rybakov K. A. Comparison of statistical simulation method and spectral method for analysis of jump-diffusions.

Методика расчета проектирования центрального тела сверхзвукового воздухозаборного устройства

Самохин И.А.
МАИ, г. Москва

Целью работы является разработка методики проектирования центрального тела сверхзвукового воздухозаборного устройства.

Анализ литературных источников позволил создать комплексную методику проектирования центрального тела сверхзвукового воздухозаборного устройства. Она учитывает особенности построения различных методик. Данная методика представляет возможность определения углов наклона центрального тела при условии задания скорости за системой скачков. Был разработан алгоритм позволяющий не подбирать числа Маха перед скачками, что сильно усложняет работу проектирования, а ввести необходимые значения расчетной скорости полета. Если это необходимо, ввести скорость на входе в горло воздухозаборного устройства. Программа сама найдет оптимальный вариант геометрии центрального тела.

Использование данной методики позволяет создать программу, способную рассчитать оптимальную геометрию центрального тела для n-скачкового диффузора. Это приводит к высоким коэффициентам восстановления полного давления, и в следствии, уменьшению массы ЛА.

Calculation method of projection the supersonic air-intake's central body

Samokhin I.A.
MAI, Moscow

The purpose of work is development of calculation method of projection the supersonic air-intake's central body.

The analysis of references allowed creating a complex technique of design of the supersonic air-intake's central body. It considers features of creation of various techniques. This technique represents possibility of definition of tilt angles of the central body on condition of a speed task behind system of jumps. The algorithm allowing not to select Mach number before jumps that strongly complicate design work, and to enter necessary values of settlement speed of flight. If it is necessary, to enter speed on an entrance to an air-intake throat. The program itself will find optimum option of geometry of the central body.

Use of this technique allows creating the program, capable to calculate optimum geometry of the central body for n-jumps diffuser. It leads to high

coefficients of restoration of a total pressure, and in a consequence, to reduction of weight of LA.

Оптимизация авиационных конструкций на базе синтеза CAD/CAE технологий

¹Флек М.Б., ²Шевцов С.Н., ¹Самощенко И.Г.

¹Роствертол, ²ЮНЦ РАН, г. Ростов-на-Дону

К числу тенденций последних лет в отечественной авиационной промышленности относятся увеличение числа модернизаций новой техники, необходимость их ускоренного освоения и вызванное этим увеличение объема проектно-конструкторских работ на серийных авиационных предприятиях. Причем в ряду этих работ особое место занимают работы по оптимизации конструкций с целью улучшения их динамических, прочностных характеристик, технологичности. Решение проблем оптимизации конструкций стало возможным после появления мощных вычислительных комплексов и интегрированных CAD/CAE программных пакетов, что позволило также обеспечить преемственность и полную межформатную совместимость математических моделей, создаваемых конструкторами, механиками, теплофизиками. Целью представленной работы было исследование возможностей современных конечно-элементных пакетов и методов численной оптимизации конструкций, геометрия которых импортируется из CAD модели и далее подвергается оптимизации для снижения веса при сохранении заданных характеристик жесткости и прочности в условиях заданных граничных условий и действия системы внешних нагрузок.

В работе производилась оценка эффективности различных численных методов оптимизации топологии плоских и трехмерных конструкций, включая вычислительную трудоемкость, качество проектных решений, характеризующееся степенью снижения веса, отсутствием «островков» материала, «шахматной доски», т.е. частого чередования областей с конструктивными усилениями, возможность оптимизации достаточно сложных конструкций. Исследовались методы, основанные на параметризованной геометрии (метод деформируемой сетки), SIMP (Solid Isotropic Material with Penalization), Level Set и двунаправленный эволюционный методы при статическом нагружении конструкций, описываемых моделями балок, плиты Миндлина и трехмерных упругих тел. Установлено, что первый этап решения задачи – конвертация CAD модели детали в конечно элементное представление,- предъявляет весьма жесткие требования к корректности топологии электронной модели, полученной от конструктора: любые нарушения связности линий, поверхностей и объемов, допустимые в обычных условиях,

неприемлемы для реконструкции геометрии конечно-элементной модели.

В докладе представлены результаты оптимизации конструкции группы деталей сложной формы и характеристики исследованных методов оптимизации. Показано, что для оптимизации балочных конструкций наиболее эффективен метод деформируемой сетки, тогда как для трехмерных тел необходимо применять SIMP метод или метод двунаправленной эволюционной оптимизации с использованием специальных числовых фильтров, предотвращающих образование «островков» и «шахматного поля в материале».

Optimization of aircraft structure on the base of synthesis CAD/CAE technologies

¹Flek M.B., ²Shevtsov S.N., ¹Samochenko I.G.
¹Rostvertol Helicopters, ²SSC RAS, Rostov on Don

Last years Russian aircraft industry is characterized by the increase of structural modernization of new aircrafts and rotorcrafts, by the necessity of their fast introduction into a practice of plants, and also the increase and acceleration of design works at the manufacturing enterprises. One of the most important problems of design that often arise is the optimization of the modernized structures to improve their dynamic, strength properties, and quality of technology. Solution of this problem in the manufacturing environment is become possible after new generation of the power integrated CAD/CAE computation packages have been created. These computer oriented means allow to provide a compatibility of mathematical models, which are created by the experts in design, mechanics, aeromechanics, and thermal-physics. The main content of the presented work is investigation of new finite element packages abilities, numerical methods of structural optimization, and importing geometry from the ready CAD models. On the next stage of the design procedure a structure is optimized to diminish its weight and save all parameters of stiffness and strength at given structural, technological constraints, and operating loads.

In the presented investigation we estimate an efficiency of the different numerical topology optimization methods for the planar and 3D structures. We study the computational costs, a quality of the obtained design, which is characterized by the weight reduction, absence of disconnected “islands”, and also absence of “checkerboard”, i.e. frequent alternation of areas with structural reinforcements, an ability to optimize the sufficiently complex parts. Among these methods are the parameterized geometry (deformed mesh), SIMP (Solid Isotropic Material with Penalization), Level Set, and BESO (Bidirectional Evolutionary Structural Optimization) that have been applied to the structures described by the models of beams, Mindlin plates,

3D elastic bodies at the static loads. It has been established that first stage of the optimization problem solving – conversion of CAD model to its finite element representation, should satisfy the very strong restrictions to the correctness of CAD model topology, which is obtained from designer. According to these requirements any violation of connectivity of lines, surfaces and volumes that are acceptable in production, are unacceptable for the reconstruction of finite element model's geometry.

We present some optimization results for the group of parts with complicated shape and the features of the studied optimization methods. Our results show the better efficiency of deformed mesh for the beam-like structures, whereas SIMP method and BESO are most efficient for optimization of 3D elastic bodies. In the last two cases using of the special numerical filtering is necessary to exclude formation of the “islands”, and “checkerboard”.

Результаты первого этапа лётных испытаний вертолётa - летающей лаборатории Ми-171А2

Ивчин В.А.¹, Никифоров В.А.¹, Самсонов К.Ю.²
¹МВЗ им. М.Л. Миля, п. Томилино; ²МАИ, г. Москва

В настоящей работе описываются результаты первого этапа лётных испытаний летающей лаборатории (вертолёт Ми-171) на ОАО «Московский вертолётный завод имени М.Л.Миля».

Испытания агрегатов несущего винта с лопастями из полимерных композиционных материалов и Х-образного рулевого винта на летающей лаборатории Ми171№ 14987 проведены в рамках программы по модификации вертолётa Ми-171А.

Концепция программы «Вертолёт Ми-171М» предусматривает:

- внедрение в серийное производство лопастей несущего винта из композитных материалов;
- повышение аэродинамического качества вертолётa;
- увеличение показателей ресурсов и сроков службы основных агрегатов вертолётa Ми-171А2;
- увеличение экономической эффективности использования вертолётов типа Ми-8/Ми-17;
- поддержание устойчивого дохода от продаж вертолётов типа Ми-8/Ми-17.

В связи с большим объёмом модернизационных мероприятий на вертолётe Ми-171А2 предварительные испытания по оценке уровня нагрузок в агрегатах несущей системы и Х-образного рулевого винта были запланированы на летающей лаборатории в 2 этапа: на 1-ом этапе в серийной конфигурации планера, с двигателями ТВ3-117ВМ; на 2-ом этапе: с новой килевой балкой, стабилизатором и усиленной хвостовой

балкой, с двигателями ВК-2500ПС-03. Первый этап лётных испытаний завершён в феврале 2013г., второй будет осуществлён до конца 2013г.

Проведённые испытания позволяют сделать следующие выводы:

Лётно-технические, прочностные и вибрационные характеристики, полученные в настоящих испытаниях на летающей лаборатории, подтверждают, а в некоторых случаях превышают предъявляемые требования технического задания на вертолёт Ми-171А2

В лётных испытаниях вертолёт летающей лаборатории получен материал, позволяющий изготовить типовую конструкцию вертолёт Ми-171А2 для проведения дополнительных сертификационных испытаний.

По экономической эффективности вертолёт Ми-171 летающая лаборатория, (и, следовательно, Ми-171А2) превосходит вертолёты типа Ми-8/17 и их зарубежные аналоги.

Results of the first Mi-171A2 flying laboratory test phase

Ivchin V.A.¹, Nikiforov V.A.¹, Samsonov K.Yu.²

¹Mil Moscow Helicopter Plant, JSC, Tomilino, Moscow region;

²MAI, Moscow

The present publication describes the results of the first stage of the flying laboratory (Mi-171 helicopter) flight tests performed at Mil Moscow Helicopter Plant, JSC facilities.

Main rotor components with blades made of polymer composite materials and X-type tail rotor were tested on the Mi-171 № 14987, flying laboratory, under Mi-171A Helicopter Retrofit Program.

Mi-171M Helicopter Program concept contains the following:

- Implementing main rotor blades made of composite materials into serial production;
- Enhancing aerodynamic characteristics of the helicopter;
- Increasing service life and lifetime of the main components of the Mi-171A2;
- Enhancing cost efficiency of Mi-8/Mi-17 helicopter;
- Maintaining steady Mi-8/Mi-17 type helicopters sales revenue.

Due to the substantial scope of retrofit work to be performed on Mi-171A2 helicopter, preliminary tests with the purpose to evaluate stress level of flight structure and X-type tail rotor were to be performed in two stages:

The results of the tests:

Rotorcraft performance, strength and vibration properties revealed in the mentioned tests on the flying laboratory, confirm the compliance with the requirements of Mi-171A2 technical assignment; and in some cases the characteristics exceed those ones that are specified in the Mi-171A2 technical assignment.

In course of flight tests involving flying laboratory, we got data allowing manufacturing a type design of Mi-171A2 helicopter to perform additional certification tests.

As for ergonomic efficiency of the Mi-171 flying laboratory (and consequently, the Mi-171A2), it exceeds the ergonomic efficiency of M-8/17 type helicopters and their foreign competitors.

Теоретико-методологический базис эргономики сложных эргатических систем и сред

Сергеев С.Ф., Заплаткин Ю.Ю.

Корпорация «Аэрокосмическое оборудование», г. Санкт-Петербург

Развитие современной авиации в направлении создания сложных систем с искусственным интеллектом требует пересмотра методологии эргономического проектирования новой техники. Целью данной работы являлось создание теоретических и методологических оснований эргономического проектирования сложных авиационных систем и комплексов, работающих в рамках глобальных информационных сетевых структур.

Переход к постклассической эргономике потребовал пересмотра ряда базовых категорий и в частности категорий «среда», «знание», «система». Используются идеи самоорганизации [1] в континууме «эргатическая среда-авиационный комплекс». Введены следующие базовые понятия:

- среда эргатической системы является продуктом конструирующей деятельности психики человека-оператора;
- среда отражает феномен динамической целостности циклически формирующихся цепей отношений человека с физической и социальной реальностью в процессе обеспечения его жизнедеятельности.
- знание, в отличие от информации, не может быть извлечено из человека, в котором оно существует в имплицитном виде;
- знание нельзя передать непосредственно от человека к человеку;
- знание зарождается и развивается вместе с человеком, совершенствуется в процессе жизни, приобретает свойства, учитывающие опыт субъекта;
- знание не обладает материальной формой, к нему не применимы операции для работы с физическими, материальными объектами;
- знание связано с работой механизма понимания;
- знание носит черты социального конструкта, отражающего интерпретации, порождаемые и разделяемые членами общества;
- язык выступает в качестве средства конструирования знаний [2].

Практика применения постклассической эргономики показала её эффективность при создании тренажёрных обучающих систем и авиационных систем повышенной автоматизации [3].

1. Сергеев С. Ф. Конструктивизм: концепт «знание» // Философия образования. – 2008. – № 1(22). – С. 286–294.

2. Сергеев С. Ф. Обучающие и профессиональные иммерсивные среды. М.: Народное образование, 2009. – 432 с.

3. Сергеев С. Ф. Эргономика иммерсивных сред: методология, теория, практика: автореферат дис. ... д-ра психол. наук. – СПб, 2010.

Theoretical and methodological basis of ergonomics ergatic complex systems and environments

Sergeev S.F., Zaplatkin Yu. Yu.

Aerospace Equipment Corporation, St. Petersburg

The development of modern aviation in the direction of creating complex systems with artificial intelligence requires a review of the methodology of ergonomic design of new technology. The aim of this work was to develop the theoretical and methodological foundations of ergonomic design of complex aircraft systems and systems operating in the global information network structures.

The transition to the post-classical ergonomics demanded a revision of the basic categories, and in particular the categories of "environment", "knowledge", "system". Uses the ideas of self-organization [1] in the continuum of "ergatic environment-aviation complex." Introduced the following basic concepts:

- Environment ergatic system is the product of the constructive activity of the psyche of the human operator;
- Environment reflects the phenomenon of dynamic integrity cyclically formed chains of man's relationship to the physical and social reality in the process of its life.
- Knowledge, unlike the information cannot be extracted from the human in whom it exists in the form of implicit;
- Knowledge cannot be transmitted directly from person to person;
- Knowledge is born and develops together with the person committed, exists in the process of life, acquires the property, taking into account the experience of the subject;
- Knowledge does not have a material form; it does not apply to operations to manipulate the physical, material objects;
- Knowledge of the mechanism associated with the work of understanding;
- Knowledge has the features of social construct that reflects the interpretation of the generated and shared by members of society;

- Language serves as a means of constructing knowledge [2].

The practice of post-classical ergonomics has shown its effectiveness in creating simulator training systems and aircraft systems increased automation [3].

1. Sergeev, S. F. Constructivism: the concept of «knowledge" // Philosophy of Education. - 2008. - N 1 (22). - S. 286-294.

2. Sergeev, S. F. Educational and professional immersive environment. M.: Education, 2009. - 432.

3. Sergeev, S. F. Ergonomics immersive environments: The methodologies, the theory, practice: the author's thesis. ... Dr. Psychol. Science. - St. Petersburg, 2010.

Стенд исследования характеристик маломощных сервоприводов перспективных БПЛА

Воронин А.Ю., Королев В.С., Скрыбин А.В.
ЦАГИ, г. Жуковский

Экспериментальная отработка рулевых приводов является одним из необходимых этапов разработки систем управления современных летательных аппаратов. В отделении динамики полета и систем управления ЦАГИ создан стенд, позволяющий проводить автономные и полунатурные испытания маломощных сервоприводов, предназначенных для установки на перспективные БПЛА. В ходе данных испытаний исследуются динамика и качество регулирования приводов.

Для экспериментального определения частотных характеристик отдельных трактов управления системы “летательный аппарат – система управления – рулевой привод” на стенде проводится полунатурное моделирование этой системы, при котором рулевой привод вместе с блоком управления работает натурно, а динамика ЛА реализуется математическим моделированием в реальном времени.

В качестве блока управления сервоприводом применяется контроллер Arduino Uno. Контроллер построен на базе микроконтроллера ATmega328. Платформа имеет 14 цифровых входов/выходов (6 из которых могут использоваться как выходы ШИМ), 6 аналоговых входов, кварцевый генератор 16 МГц, разъем USB, разъем питания. Разрядность встроенного АЦП – 10 бит.

Сервопривод обрабатывает угол поворота, значение которого пропорционально длительности импульса ШИМ-выхода контроллера. Сигнал обратной связи с встроенного в сервопривод потенциометра поступает на аналоговый вход контроллера. Модель динамики БПЛА реализуется в среде Matlab/Simulink. Обмен данными между моделью и контроллером осуществляется по COM-порту. В предлагаемой схеме

работы применяется аналоговый аperiodический RC-фильтр, а также цифровые фильтры: медианный и фильтр импульсных выбросов.

Characteristics research stand for low-power servos perspective UAV

Voronin A.Y., Korolyov V.S., Skryabin A.V.

TsAGI, Jukovsky

The experimental working off actuators is the one of required stages of modern aircraft control systems development. In Flight dynamics and control system department (TsAGI) have been created stand that allows to carry out autonomous and hardware-in-the-loop (HIL) test of low-power servos that are sets on perspective Unmanned Air Vehicle (UAV). During given tests dynamics and control quality are researched.

For experimental definition frequency characteristics of separate control tracts of ‘aircraft – control system - actuator’ system on stand HIL is carried out. During HIL actuator with its control unit run naturally but aircraft dynamics implemented by real time mathematical simulation.

As servo actuator control unit controller Arduino Uno is applied. Controller based on microcontroller ATmega328. The platform has 14 digital I/O (6 of which can produce PWM signal), 6 analog inputs, crystal oscillator 16 MHz, USB connector, power supply socket. The ADC has 10 bit capacity.

Servo works off rotation angle value of which proportionally to impulse duration of PWM signal. Feedback signal from built in servo potentiometer enters in analog input. Simulation model of UAV dynamics implemented in Matlab/Simulink. The data swap between model and controller is performed by COM port. In suggested working scheme applies analog aperiodic RC-filter and digital filters: median and pulse ejection filter.

Автоматическая система вентиляции индивидуального защитного снаряжения

Пичулин В.С., Смирнова Г.А.

МАИ, Москва

Актуальной задачей на сегодняшний день является обеспечение комфортного теплового состояния летчика.

В существующих системах вентиляции индивидуального защитного снаряжения регулирование теплового состояния пилота производится вручную. Важной задачей является создание автоматической системы регулирования теплового состояния пилота истребителя по физиологическим показателям, позволяющей во время полета поддерживать тепловое состояние летчика на уровне комфорта.

В данной работе разработана и приведена схема такой системы, а также математическая модель, на основании которой возможна реализация автоматического регулирования теплового состояния

пилота. Данная математическая модель с предложенным программным обеспечением позволяют в зависимости от уровня энергозатрат пилота и условий полета определить температуру воздуха, который необходимо подавать в вентиляционный костюм для обеспечения комфортного состояния пилота в каждый момент времени. Алгоритм управления может быть реализован в бортовой ЦВМ самолета.

Разработанная система позволяет обеспечить подачу в вентиляционный костюм воздуха с температурой, рассчитываемой в соответствии с математической моделью в каждый момент времени.

По легочной вентиляции пилота, измеряемой турборасходомером, определяется величина энергозатрат пилота, являющаяся входным параметром в разработанной математической модели. Турборасходомер устанавливается на клапан выдоха кислородной маски.

Сигнал от расходомера поступает в центральную вычислительную машину (ЦВМ), где в соответствии с построенной моделью производится расчет общих энергозатрат пилота в зависимости от легочной вентиляции (расхода выдыхаемого воздуха), а затем расчет температуры воздуха, подаваемого в вентиляционный костюм. Программа ЦВМ проводит расчеты для различных условий полета в зависимости от показаний фотометрического датчика (наличие или отсутствие солнечного освещения) и датчика скорости полета. С ЦВМ сигнал передается на электромеханизм. Вал электромеханизма поворачивает крышку терморегулятора, задавая тем самым температуру воздуха, подаваемого в вентиляционный костюм пилота. Терморегулятор обеспечивает необходимую температуру воздуха за счет термочувствительной пружины, установленной в камере смещения.

Проанализирована динамика переходных процессов в разработанной системе.

Применение разработанной системы позволит существенно повысить безопасность полета.

The automatic individual protective equipment ventilation system

Pichulin V.S., Smirnova G.A.

MAI, Moscow

The topical problem for today is the securing of the comfort pilot's heat state.

In available individual protective equipment ventilation systems the pilot's heat state is regulated manually. The important problem is the creation of automatic pilot's heat state adjustment system based on physiological criteria and providing the comfortable pilot's heat state during the flight.

The present work contains the scheme of such system and the mathematical model providing pilot's heat state automatic regulation.

Mentioned model and offered program supplement provide a way to determine the temperature of air being forced into the ventilation suit, in dependence on pilot's expenditure of energy. Obtained temperature secures the comfort pilot's heat state. The algorithm of operation may be realized in the central board computer.

The worked out system provides the air forcing to the ventilation suit; the air temperature is calculated in accordance with the mathematical model in every moment of the time.

The quantity of the pilot's expenditure of energy is the entrance parameter of the worked out mathematical model. This parameter is determined by the pilot's pulmonary ventilation measured by the turbo expenditure meter. The turbo expenditure meter is installed on the expiration valve of the oxygen mask.

The signal from the turbo expenditure meter comes to the central board computer, where the calculation of the total pilot's expenditure of energy in dependence on the pulmonary ventilation (the expenditure of the breathed out air) is conducted in accordance with the mathematical model. Then the calculation of the temperature of the air forced into the ventilation suit is conducted. The central board computer programme makes calculations for different flight conditions in dependence on the photometer data (the presence or the absence of the sun light) and on the flight velocity meter data. From the central board computer the signal is transmitted to the electromechanism. The shaft of the electromechanism turns the lid of the thermoregulator, setting the temperature of air forced into the pilot's ventilation suit. The thermoregulator provides the required air temperature with a help of the thermosensitive spring, installed in the mixing chamber.

The dynamics of transitional processes in the worked out system is analysed.

The application of the worked out system will significantly increase the flights safety.

Оценка и минимизация влияния различных поддерживающих устройств на интегральные аэродинамические характеристики моделей тел вращения и изолированных фюзеляжей вертолётов в аэродинамической трубе малых скоростей

Смирнова С.И.¹, Пахов В.В.¹, Степанов Р.П.¹, Жерехов В.В.¹, Баракос Дж.²

¹КНИТУ-КАИ, г. Казань; ²Ливерпульский университет, г. Ливерпуль

Учёту и минимизации влияния поддерживающих устройств на аэродинамические характеристики различных тел в аэродинамических трубах всегда уделялось большое внимание. Интерференция между моделью и державками имеет сложный пространственный характер, и

зависит от типа поддерживающих устройств, и характера обтекания тел, углов атаки и скольжения. Особенно важное значение имеют поправки на влияние подвесной системы, которые связаны с систематическими погрешностями измерения, особенно для удобообтекаемых моделей (тела вращения, изолированные фюзеляжи самолётов и современных вертолётот).

В аэродинамической трубе КНИТУ-КАИ были проведены систематические экспериментальные исследования различных поддерживающих устройств на аэродинамические характеристики тел вращения различных удлинений и моделей фюзеляжей вертолётот.

Сопротивление державок минимизировалось с помощью одно панельной подвесной системой разработанной на кафедре Аэродинамики МАИ. Этот подход позволил выявить влияние различных подвесных устройств (донных и боковых державок) на интегральные аэродинамические характеристики различных моделей и оценить характер и величины поправок.

Работа выполнена при поддержке гранта Правительства РФ для государственной поддержки научных исследований по постановлению Правительства 220 по договору от 30 декабря 2010г. №11.G34.31.0038.

Estimation and Minimization of Influence of Different Supporting Devices on Integral Aerodynamic Characteristics of Rotary Models and Isolated Helicopter Fuselages in Low-Speed Wind Tunnels

Smirnova S.I.¹, Pakhov V.V.¹, Stepanov R.P.¹, Zherekhov V.V.¹, Barakos G.²
¹KNRTU-KAI, Kazan; ²University of Liverpool, Liverpool

Estimation and minimization of influence of supporting devices on aerodynamic characteristics of different bodies in wind tunnels always attracted considerable attention. Interference between a model and supports has difficult character and does not depend on the type of the supporting device, flow character of bodies, angle of attack and yaw angle. Corrections on the influence of the suspension system, which are linked to systematic measurement errors are of particular importance, especially for streamlined models (rotary bodies, isolated fuselages of airplanes and modern helicopters.)

Systematic experimental investigations were carried out in the wind tunnel of KNRTU-KAI to determine the influence of different supporting devices on aerodynamic characteristics of rotary bodies with different aspect ratios and helicopter fuselage models.

Drag of supports was minimized with the help of single panel suspension system, which was designed on Aerodynamics department of MAI. This approach allowed to identify the influence of different suspension devices

(bottom and side supports) on aerodynamic characteristics of different models and to estimate the character and magnitude of corrections.

This work is supported by the grant of research according to the Decree No. 220 of Russian Government from 30 December, 2010 (No 11.G34.31.0038).

Исследование динамики повторного захода на посадку

Маркин Н.Н., Стуков В.В.

МАИ, г. Москва

Сокращение количества авиационных происшествий при заходе на посадку и при посадке самолета остается одной из главных проблем авиации. Неспособность экипажем воздушного судна распознать необходимость ухода на второй круг и невыполнение этого маневра является одной из главных причин авиакатастроф при заходе на посадку и посадке самолета.

Сложные проблемы при посадке самолета возникают при отказе реверса и тормозных устройств шасси. При использовании реверса тяга двигателя возрастает. В случае отказа реверсивные окна не открываются, большое время переходного процесса при увеличении тяги двигателя приводит к увеличению скорости движения по взлетно-посадочной полосе. Существенное сокращение располагаемой дистанции торможения по ВПП требует взлета для повторного захода на посадку. При повторном заходе на посадку с учетом работоспособности посадочных устройств появляется возможность использования сил торможения шасси на большей дистанции.

Рассматривается расчет маневра ухода на второй круг с учетом переходных процессов в коротко и длиннопериодическом движении самолета методами математического и численного моделирования.

Результаты исследования показывают, что в условиях высокой интенсивности эксплуатации взлетно-посадочных полос повторная посадка может быть выполнена через 8÷10 минут. Определены затраты топлива на выполнение маневра, параметры траектории в проекциях на вертикальную и горизонтальную плоскости.

Прерывание посадки и повторный заход на посадку повышают безопасность воздушного судна и пассажиров в сложных метеорологических условиях:

- При срабатывании системы предупреждения о столкновении с рельефом местности в условиях низкой облачности и отсутствии визуального контакта с наземными ориентирами;
- При боковом отклонении точки касания за пределами взлетно-посадочной полосы в условиях сильного бокового ветра;

- При большом удалении точки касания от торца взлетно-посадочной полосы в условиях ветровых порывов, близких к предельно-допустимым значениям, что создает угрозу выкатывания за пределы взлетно-посадочной полосы;
- При отсутствии визуального контакта с навигационными огнями взлетно-посадочной полосы ночью в условиях низкой облачности;
- Если не происходит срабатывание системы торможения колес основных стоек шасси и не включается реверс двигателя после касания взлетно-посадочной полосы при длительном пробеге по ВПП.

Alpha

The investigation of the re- approach dynamics

Markin N.N., Stukov V.V.

MAI, Moscow

Reducing the number of accidents during approach and landing aircraft remains one of the main problems of aviation. The failure to recognize the crew of the aircraft need to go-around maneuver, and failure to do so is one of the main causes of crashes during the approach and landing aircraft.

Complex problems arise when boarding the aircraft in case of failure and reverse gear brake device. When using reverse thrust to increase. In the event of reversible windows do not open, big time transition with increasing engine thrust increases the speed on the runway. A significant reduction in the available braking distance on the runway for take-off requires a re- approach. When re-entering the landing with the landing gear performance you can now use the drag forces on the chassis of a greater distance.

We consider the calculation of maneuver missed taking into account the transient short- and long-period motion of the aircraft by means of mathematical and numerical modeling.

The results show that under conditions of high-intensity operation of the runways re-seeding can be performed at 8÷10 minutes. Fuel costs are determined on the maneuver, the parameters of the trajectory projected on the vertical and horizontal plane.

Interruption of landing and go around the increased safety of aircraft and passengers in adverse weather conditions:

1. When triggered, the collision warning system with the terrain in low cloud and no visual reference to landmarks;
2. At lateral deviation of the point of contact outside the runway in strong crosswinds;
3. At a great distance from the end point of tangency of the runway in a gust of wind, close to the maximum permissible values, threatening rolling off the runway;

4. In the absence of visual contact with the navigation lights of the runway at night in low cloud cover;
5. If there is no operation of the braking system with the main landing gear wheels and reverses the motor after touching the runway at longer run on the runway.

Исследование проблемы управления ДПЛА нормальной схемы на режиме посадки по-самолетному

Терентьев В.М., Михайлова О.В., Царев Е.К., Ширяева М.Ю.
КБПА, г. Саратов

Целью исследований являлось совершенствование методологии автоматизации управления движением ДПЛА на режиме посадки, который является наиболее ответственным и сложным этапом полета ДПЛА. Учитывая то обстоятельство, что на посадочной траектории необходимо выполнение высоких требований к точности стабилизации ДПЛА на траектории, то необходимо комплексное решение задач как обработки информации, как и управления. В работе рассмотрена задача управления посадкой ДПЛА нормальной схемы по-самолетному в вертикальной плоскости и пространстве.

В качестве информации для обеспечения режима автоматической посадки ДПЛА используется информация от навигационных систем, имеющих в своем составе аппаратуру потребителя спутниковых навигационных систем (АП СНС) с дифференциальными поправками, показания акселерометров, системы ориентации, радиовысотомера и глиссадного и курсового радиоприемников. Проведено исследование алгоритмов комплексирования АП СНС с датчиками линейных ускорений на основе инвариантного фильтра калмановского типа без использования наземных посадочных средств. Здесь могут быть использованы АП СНС как с дифференциальными поправками, так и применены для коррекции псевдоспутники. Разработан метод комплексирования всей датчиковой аппаратуры, включая наземную, на основе J-адаптивного фильтра Калмана, который оценивает расстояние и скорость отклонения от глиссады.

Ядро алгоритмов управления посадкой строится на основе теории абсолютной инвариантности динамических систем в классе комбинированных систем управления. Выводится условие абсолютной инвариантности, из которого находится, так называемая, аналитически программно-инвариантная конструкция (АПИК) управления траекторным движением ДПЛА. В общем случае алгоритм формирования траекторного управления посадкой можно представить в виде суммы АПИК и ПД-регулятора. Результаты исследований демонстрируются математическим моделированием полета на режиме

посадки статически неустойчивого по нормальной перегрузке ДПЛА. Проведено также моделирование посадки на авианесущую платформу. При этом вместо режима выравнивание осуществлялось изменение траекторного угла посадки на меньший в одном из алгоритмов при достижении заданного расстояния до платформы и тем самым уменьшалась вертикальная скорость посадки. Рассмотренный в работе подход по автоматизации управления движением на режиме посадки можно положить в основу при разработке системы управления для автоматической посадки ДПЛА.

Study of normal-design-UAV control problem during aircraft-landing mode

Terentev V.M., Mikhailova O.V., Tsarev E.K., Shiryayeva M.Yu.
JSC "Industrial Automatics Design Bureau", Saratov

The purpose of studies was to advance a UAV motion control automation methodology during landing mode which is a more critical and complex stage of UAV flight. Considering, that, on landing trajectory, it is necessary to meet high requirements to the precision of UAV stabilization on the trajectory, a complex solution of problems both of information processing and control is needed. The paper describes the problem of normal-design-UAV aircraft-landing control in the vertical plane and in the space.

Information from navigation systems, including a user equipment of satellite navigation systems with differential corrections, as well as readings of accelerometers, orientation system, radio altimeter and glideslope and localizer radio receivers are used as information to provide UAV automatic landing mode. The study of algorithms of integration of the user equipment of satellite navigation systems with linear-acceleration sensors has been conducted on the basis of a Kalman-type invariant filter without using ground landing facilities. There may be used data from the user equipment of the satellite navigation systems with differential corrections and also data for correction from pseudo-satellites. The method of integration of all sensor equipment, including ground one, has been developed on the basis of the j-adaptive Kalman filter which estimates the distance and velocity of deviation from the glide-slope .

The core of algorithms of landing control is built on the basis of absolute-invariance theory of dynamic systems in combined control systems. The absolute-invariance condition is deduced, from which, we may find the so called analytically program-invariant construction of UAV trajectory- motion control. In general case, a landing trajectory- control generation algorithm may be represented as a sum of the analytically program-invariant construction and a PID-regulator. The results of the studies are demonstrated by mathematically modeling the flight of UAV, statically instable in normal

acceleration, during landing mode. The landing modeling on the avia-carrying platform has also been conducted. Instead of flare mode, there took place a change of landing trajectory-angle to lesser one in one of the algorithms when reaching the desired distance to the platform and thereby diminishing a vertical-velocity of landing. Considered in this paper the motion control automation approach during landing mode is the foundation in developing control systems for UAV automatic landing.

Имитационная модель многоуровневой надежностной структуры летательного аппарата

Хахулин Г.Ф., Титов Ю.П.

МАИ, г. Москва

Рассматривается имитационная модель потока отказов и восстановлений надежностной структуры ЛА, которая представляется многоуровневым древовидным графом. Этот граф отражает многоуровневую структуру ЛА, состоящую из подсистем различного уровня, блоков и элементов на нижнем уровне. Каждый уровень графа является не просто деревом, а аналогичным графом. Информационная структура имитационной модели (ИМ) отражает эту многоуровневую структуру, а также связи между элементами в отдельных ее частях, определяющие использование различных видов резервирования. Указывается также информация, позволяющая определить последствия отказов отдельных частей надежностной структуры с точки зрения функционирования частей более высокого уровня и всего ЛА. Именно вложенная графовая структура позволяет создавать различные связи как внутри одного графа, так и между вершинами графов различных уровней.

Модель является дискретной с событийной логикой формализации. Первичными процессами, реализуемыми в ИМ являются потоки отказов, процессы регламентного обслуживания и ремонта. В алгоритмах обработки событий проводится анализ последствий их реализации с точки зрения функционирования надежностной структуры всего ЛА: устанавливаются моменты отказа и восстановления.

Рассматриваются процессы отказа, обнаружения отказа и замены неисправного элемента или блока на новый. Учитываются особенности протекания данных процессов с учетом процессов эксплуатации и хранения ЛА.

На первом этапе построения ИМ делается предположение об отсутствии ограничений на наличие запасных элементов, частей для проведения восстановительных работ и мощностных ресурсов для их осуществления.

Основной целью имитационных экспериментов с такой ИМ является сбор статистики по требуемому количеству запасных частей и ремонтных ресурсов для обеспечения непрерывного функционирования ЛА и оценка надежностных показателей качества всего ЛА, в частности, коэффициента готовности.

В дальнейшем с учетом полученной статистической информации предполагается дальнейшее развитие указанной ИМ с целью отражения процессов восстановления с учетом имеющихся ограничений на наличие запасных частей и ремонтных ресурсов.

A simulation reliability model the multilevel structure of the aircraft

Khakhulin G.F., Titov U.P.

MAI, Moscow

We consider a simulation model of the flow of failures and recoveries structure of the aircraft, which is a multi-level tree graph. This graph reflects a aircraft layered structure consisting of various sub-level, blocks and elements in the lower level. Each level of the graph is not just a tree, and a similar graph. The information structure of the simulation model reflects this multi-level structure, and the relationship between the elements in its separate parts, which determine the use of different types of redundancy. It is also indicated information to determine the consequences of failure of individual parts of the reliability structure in terms of the functioning of parts of a high standard and all aircraft. It is embedded graph structure allows you to create various communication both within a single graph, and between nodes of graphs of different levels.

The model is a discrete event logic formalization. The primary processes that are implemented in the simulation model are streams of failures, processes routine maintenance and repair. In the event processing algorithms are analyzed their consequences in terms of the functioning of the reliability structures of the aircraft: set points of failure and recovery.

The processes of failure, failure detection and replace the defective item, or a new unit. Taken into account features of the occurrence of these processes with the processes of operation and storage of aircraft.

At the first stage of a simulation model, the assumption that there is no restriction on the availability of spare components, parts for the rehabilitation works and power resources for their implementation.

The main goal of simulation experiments with the simulation model is to collect statistics on the quantity demanded of spare parts and repair resources to ensure the continued operation of the aircraft and the evaluation of quality of the aircraft, in particular, the availability factor.

In the future, taking into account the statistical information is expected to further the development of this simulation model to reflect the processes of

recovery from the effect of the restriction on the availability of spare parts and repair resources.

Исследование климатической стойкости и деградации механических свойств некоторых полимерных композитов

¹Хмелевская Т.А., ¹Тоискин Г.Н., ¹Рождественская Н.В., ²Жиляев И.В.

¹Роствертол, ²ИОНЦ РАН, г. Ростов-на-Дону

В работе представлены результаты исследования характеристик влагопоглощения и вызванной им деградации упругих характеристик и параметров длительной прочности двух типов полимерных композитов, используемых для производства высоконагруженных несущих конструкций вертолетов, а также выявление механизмов распространения влаги в структуре стеклопластиков на основе терморезактивных связующих.

Стабильность геометрии и динамических свойств таких элементов конструкции вертолета, как, например, лопасти несущего и рулевых винтов, эксплуатируемых в условиях изменяющихся температур и влажности, оказывают значительное влияние на ресурс лопастей и, в конечном итоге, на эксплуатационные характеристики вертолета. Результаты многочисленных экспериментов установлено, что при воздействии постоянных или сменяющихся температур до 85 С и влажности до 90% равновесное содержание влаги в материале может достигать 1,2-3 весовых процента, температура стеклования может снижаться до 25-40 градусов, а механические свойства - до 40%. В связи с этим некоторые зарубежные производители авиационной техники предлагают учитывать при назначении ресурса климатическое воздействие и распределение температуры вдоль конструкции из полимерного композита.

В работе представлены результаты сравнительных испытаний кинетики влагопоглощения и равновесного влагосодержания в образцах материалов ВПС-7 и ВПС-31, вырезанных из экспериментальных лонжеронов рулевых винтов, дополненные испытаниями характеристик ползучести при трехточечном изгибе. Так как форма образцов существенно отличалась от идеальной (прямоугольный параллелепипед с изолированными от действия влаги поверхностями реза), восстановление поверхностей, подверженных действию влаги, производилось путем оцифровки на координатно-измерительной машине, экспорта геометрии образца в конечно-элементный пакет и решения уравнения диффузии с использованием данных периодического взвешивания образцов после их пребывания в климатической камере. В результате были получены количественные характеристики установившегося влагосодержания в обоих материалах,

коэффициентов диффузии влаги, степени деградации продольного упругого модуля и скорости деформации ползучести.

По результатам экспериментального исследования обоих полимерных композитов методом рентгеноэлектронной спектроскопии установлено, что преобладающим механизмом является распространение влаги в тело композита вдоль армирующих стекловолокон и по интерфейсу между стекловолокном и эпоксидным связующим.

Результаты исследования могут использоваться при динамических расчетах композитных конструкций, назначении их ресурса и технологии защиты от действия влаги и сменяющихся температур.

An investigation of environmental resistance and mechanical properties degradation of some polymeric composites

¹Khmelevska T.A., ¹Toiskin G.N., ¹Roztdestvenska N.V., ²Zhilyaev I.V.

¹Rostvertol Helicopters, ²South Center of Russian Academy, Rostov on Don

This work is dedicated to the experimental investigation of the moisture absorption, caused by it degradation elastic properties, and also parameters long-time strength of two types polymeric composites used in the high loaded carrying helicopter structures. We present also some results relating to the mechanisms of the moisture propagation inside the fiberglass materials on the base of thermoset resin.

Dimensional and dynamics stability of most important structural elements of a helicopter, e.g., main and tail rotor blades that are operated at the varied temperature and humidity, have a significant influence on the life-time and on the operational characteristics of the helicopter. Many experimental data indicate that the impact of changing or constant temperature up to 85 C, and humidity up to 90% cause increase of the equilibrium moisture content to 1...3 weight percent, decrease of the glass transition temperature on 25...40 degree, and degradation of the mechanical properties up to 40%. Thereby some aircrafts and rotorcraft manufacturers propose to assign life-time of most important polymeric composite parts taking into account a severity of environmental action and distribution of temperature along the structure at the operating conditions.

We present the comparative results of the moisture absorption and the moisture content in the specimens of two fiberglass materials that are cut out from the spar of the tail rotor blades. These data are supplemented by the results of creep obtained at the short-beam bending test. Because the surface of the samples were differed from the flat, as recommended by standard ASTM D5229, the reconstruction of this surface has been digitized by the coordinate machine, next these coordinates exported to the finite element system to solve the equation of diffusion. In order to determine the moisture diffusion coefficient we use the periodic weighing of samples by comparing

the simulation data with the full weight of the samples after their conditioning in the environmental chamber. At the fulfillment of these experiments the quantitative estimations of the equilibrium moisture content, moisture diffusion coefficients, the degree of the longitudinal elastic module degradation, and strain rate of the creep at bending.

Our study of both polymeric composites by the X-ray spectrum allow to establish the predominant mechanism of the moisture propagation inside the composite body is the proliferation of water along the reinforcing fibers through the interface glass fiber – epoxy resin.

Results of our study can be useful at the dynamic analysis of the composite structures, for the assigning of their life-time, and for the perfectioning of protection against humidity and alternating temperature.

Методы и способы обеспечения требуемых режимов установки формирования пресс-пакетов тормозных дисков

Донюков И.А., Маслов Ю.В., Мищенко В.Ю., Тριάцкий Н.Н.
МАИ, г. Москва

Целью данной работы является определение режимов, позволяющих при формировании пресс-пакетов тормозных дисков решить вопросы создания равномерно-распределенной однородной смеси предварительно разрезанного углеволокна и каменноугольного пека.

Для создания однородной смеси необходимо совместное обеспечение с возможностью необходимой регулировки следующих параметров установки:

- скорость поворота стола с размещенной на нем прессформой;
- скорость резки углеволокна;
- давление в эжекторах подачи в укладчик углеволокна и пека;
- скорость подъема укладчика смеси углеволокна и пека в прессформу.

Все элементы установки должны обеспечивать равномерную подачу в пресс-форму 1,8 кг углеволокна и 4 кг пека.

Необходимая скорость поворота стола определяется экспериментальным путем регулятором частоты вращения электродвигателя. При недостаточной скорости создается укладка недостаточной плотности, а при высокой скорости смесь не успевает заполнить пресс-форму.

Скорость резки углеволокна определяется аналитически в зависимости от веса углеволокна, необходимого для подачи в укладчик, частоты вращения ножей резки и требуемой длины отрезанного углеволокна.

Давление в эжекторах подачи углеволокна и пека определяется экспериментально и обеспечивается пневморегуляторами давления и

дросселями. При недостаточном давлении не обеспечивается отсос углеволокна от резки, а при высоком давлении вакуумные эжектора отсоса лишнего воздуха из зоны формирования смеси.

Скорость подъема укладчика смеси углеволокна и пека в прессформу выбирается и необходимости обеспечения поднятия его на строительную высоту (40 мм) за один поворот стола с расположенной на нем прессформой. Это обеспечивается пневмоцилиндрами и пневморегуляторами давления.

Вся система управления агрегатами установки полуавтоматическая и позволяет по заранее определенному алгоритму обеспечить необходимую последовательность включения и выключения агрегатов в работу, а также вносить требуемые изменения в параметры работы при проведении перенастроек на другие типоразмеры пресс-форм для тормозных колес самолетов различных марок.

Вся система управления смонтирована на отдельном пульте и позволяет управлять технологическим процессом на расстоянии от установки, что позволяет обеспечить безопасные условия труда операторам.

Methods and modes of providing demanded modes of installation of formation of press brake disk packs

Donyukov I.A., Maslov Yu.V., Mishchenko V. Yu., Triadsky N.N.
MAI, Moscow

The purpose of this work is definition of the modes allowing at formation of press brake disk packs to resolve issues of creation of uniform the distributed uniform mixture previously of cut carbon fiber and coal-tar pitch.

Creation of a uniform mixture requires joint providing with possibility of necessary resetting of the following parameters of the unit:

- speed of turning movement of a table with the press form placed on it;
- speed carbon fibers are sharp;
- pressure in giving ejectors in the carbon fiber and pitch stacker;
- speed of lifting of the stacker of a mixture of carbon fiber and pitch in a press form.

All elements of installation have to provide uniform giving in a compression mold of 1,8 kg of carbon fiber and 4 kg of pitch.

Necessary speed of turning movement of a table is defined experimentally by a frequency regulator of rotation of the electric motor. At not enough speed laying of insufficient firmness is created, and at a high speed the mixture doesn't manage to fill a compression mold.

Speed carbon fibers are sharp is defined analytically depending on the weight of the carbon fiber necessary for giving in the stacker, rotary speeds of knives are sharp and the demanded length of the cut-off carbon fiber.

Pressure in ejectors of supply of carbon fiber and pitch is defined experimentally and is provided with pneumopressure regulators and throttles. With an insufficient pressure the carbon fiber suction isn't provided from are sharp, and with a high pressure vacuum an ejector of a suction of excess air from a zone of formation of a mixture.

Speed of lifting of the stacker of a mixture of carbon fiber and pitch in a press form gets out also need of providing its raising on the construction height (40 mm) for one turning movement of a table with the press form located on it. It is provided with pneumatic cylinders and pneumopressure regulators.

All control system of installation units semi-automatic also allows to provide on in advance defined algorithm necessary sequence of inclusion and switching off of units in work, and also to make demanded changes to work parameters when carrying out change-over on other standard sizes of compression molds for brake wheels of planes of various brands.

All control system is built on the separate panel and allows to steer technological process at distance from installation that allows to provide safe working conditions to operators.

Формирование облика беспилотного летательного аппарата большой продолжительности полета выполненного по интегральной схеме

Туркин И.К., Трохов Д.А.
МАИ, г. Москва

Целью данной работы являлась разработка методики формирования облика беспилотного летательного аппарата (БЛА) интегральной схемы.

Применение интегральных схем является одним из перспективных направлений повышения тактико-технических характеристик БЛА. Авторами проведено исследование, направленное на поиск новых конструкторских решений в области проектирования беспилотных летательных аппаратов, выполненных по интегральной схеме.

Основной упор при формировании методики проектирования БЛА интегральных схем делается на разработку геометрической модели, модели компоновки и центровки, аэродинамической модели, весовой модели, так как, алгоритмы, заложенные в перечисленных моделях, имеют значительные отличия от алгоритмов расчета БЛА традиционных схем. В основе методологии проектирования лежат принципы системного подхода, методы математического моделирования проектно-конструкторских задач и математический аппарат теории оптимизации сложных систем.

Предлагаемый порядок проектирования:

- определение цели проектирования;

- выбор варианта решения задачи (малоформализуемый этап);
- инженерный анализ, в основе которого лежит математическое и физическое моделирование (в значительной мере формализованный этап), на основе анализа происходит проверка соответствия варианта решения задачи цели проектирования, и принятие решения об утверждении текущего варианта решения задачи;
- исследование модели (оптимизация). На данном этапе происходит оптимизация проектных параметров БЛА. Особенность рассматриваемого типа ЛА состоит в том, что центральная часть одновременно выполняет функции размещения целевой нагрузки и создания подъемной силы. Это определяет разработку новых принципов построения геометрической модели и усложнение поиска оптимальных значений геометрических параметров самолета по аэродинамическим, весовым критериям с учетом компоновочных ограничений;
- анализ результата и выдача рекомендаций.

Результатом выполненных изысканий является методика формирования облика беспилотного летательного аппарата большой продолжительности полета выполненного по интегральной схеме.

Перспективные магнитно-регулируемые выпрямительные устройства для авиации

Турченко И.С., Шевцов Д.А.
МАИ, г. Москва

Целью данной работы являлось исследование нового принципа построения регулируемых выпрямительных устройств (РВУ) на базе однообмоточных дросселей насыщения (ОДН) для применения в авиационных системах электроснабжения.

Основными проблемами при проектировании таких устройств является необходимость обеспечения высоких показателей надежности, КПД и электромагнитной совместимости с радиоэлектронной аппаратурой.

Анализ современного состояния рынка магнитных материалов позволяет сказать, что применение новейших аморфных и нанокристаллических магнитомягких сплавов способно привести к значительному улучшению электромагнитных характеристик устройств, построенных на их основе.

ОДН реализуется на сердечнике из магнитомягкого материала с прямоугольной петлей гистерезиса и работает как магнитный ключ. Дроссель насыщения может использоваться для регулирования больших токов в силовых цепях. Это реализуется при управлении дросселем посредством размагничивающего тока, который составляет

незначительную часть выходного тока дросселя. Таким образом, на базе ОДН возможно построение регулирующего органа РВУ, причем дроссели насыщения могут быть включены как в первичную, так и во вторичную цепь выпрямителя.

Авторами предложены новые структурные решения однофазных и трехфазных магнитно-регулируемых выпрямительных устройств на базе ОДН, а также исследованы их компьютерные модели в различных режимах работы.

Общими для предложенных структур РВУ являются следующие достоинства:

- размагничиванием всех ОДН управляет только один управляющий элемент (УЭ), который может быть выполнен, в частности, на транзисторе;
- благодаря узкой петле гистерезиса в УЭ выделяется относительно малая мощность;
- фронты изменения тока через ОДН относительно плавные, что уменьшает уровень излучаемых помех;
- ОДН может выполнять функцию защиты РВУ от коротких замыканий нагрузки.

Предлагаемые структуры позволяют создать новые перспективные устройства, которые могут быть конкурентоспособными при сравнении с транзисторными и тиристорными аналогами, отличаясь простотой реализации, высокой надежностью, низким уровнем излучаемых помех.

В связи с этим, видится целесообразным построение новых структур магнитно-регулируемых выпрямительных устройств для авиационных систем электроснабжения.

Perspective magnetic-regulated rectifying devices for aircraft

Turchenko I.S., Shevtsov D.A.

MAI, Moscow

The purpose of this work was to study of a new design principle of regulated rectifying devices (RRD) based on single-winding saturable inductors (SWSI) for the application in aircraft power supply systems.

General problems in the process of the designing of such devices are the necessity of ensuring high reliability indices, high effectiveness and electromagnetic compatibility with other radio-electronic equipment.

The contemporary analysis of the market of magnetic materials allows to say, that the application of advanced amorphous and nanocrystalline soft magnetic materials is capable to significantly improve electromagnetic characteristics of magnetic devices built on them.

A single-winding saturable inductor is implemented on a core made of the magnetic material with a rectangular hysteresis loop and operates like a

magnetic switch. The saturable inductor can be used for the regulation of the considerable current in power windings. It is realized if the inductor is controlled by the demagnetizing current which is only a fraction of the output inductor current. Thus on the basis of the SWSI it is able to construct a regulating unit of the RRD, and the SWSI can operate in both DC and AC sides of the rectifier.

Authors have proposed new topology solutions of single-phase and three-phase RRDs, and studied their computer models in different operating modes.

Common features of the proposed topologies are as follows:

- demagnetization processes of the both inductors are governed by the only one controlling element;
- due to the narrow hysteresis curve, the released energy in controlling element is relatively low;
- current edges through the saturable inductor are relatively smoothed, that reduces the level of radiated interferences;

The SWSI can ensure the load short-circuit protection of the RRD.

Proposed topologies allow to design new perspective devices, which can be competitive with another thyristor and transistor analogs, while having a difference in realization simplicity, high reliability, low level of radiated interferences.

Therefore in association with above mentioned, it seems to be reasonable the implementation of new magnetic-regulated rectifying device topologies as solutions for aviation power supply systems.

Физическое и математическое исследование распределения давления по профилю с вращающимся цилиндром

Хоробрых М.А.
СГАУ, г. Самара

Целью исследования является выполнение автоматизированного эксперимента по определению величины подъёмной силы, силы лобового сопротивления и отрывной зоны при обтекании профиля с вращающимся цилиндром. Для достижения поставленной цели были решены следующие задачи:

1. Проектирование в программном пакете SolidWorks;
2. Выполнение расчёта обтекания профиля при помощи пакета газодинамического анализа Flow Simulation, являющегося составной частью пакета SolidWorks;
3. Изготовление дренированной модели профиля крыла по математической модели с помощью технологии быстрого прототипирования 3D-печать;
4. Разработка и изготовление средств автоматизации эксперимента;

5. Продувка модели профиля в аэродинамической трубе малых скоростей Т-3 СГАУ.

Автоматизация эксперимента включала в себя изменение углов атаки модели и закрылка, снятие показаний дифференциального электронного манометра с последующей математической обработкой.

Математическое моделирование и физический эксперимент проводились для скоростей вращения цилиндра $U = 0; 1V; 2V; 3V; 4V; 5V$, где V – скорость потока. По результатам исследования можно сделать вывод, что вращение цилиндра на верхней поверхности профиля дает увеличение коэффициента подъемной силы от 1% до 20%.

Выполнено сравнение результатов физического и математического моделирования.

Список использованной литературы

Прохоренко В.П. SolidWorks. Практическое руководство. – М.: Бинум, 2004. – 289 с.

Кашафутдинов С.Т., Лушин В.Н. Атлас аэродинамических характеристик крыловых профилей. – М.: Сибирский научно-исследовательский институт авиации им. С.А. Чаплыгина, 1994. – 74 с.

Когда полетит гиперзвуковой самолет?

Храмов М.А.

Клуб авиастроителей, г. Ульяновск

(Школьная секция)

В последнее время активизировались работы по созданию гиперзвуковых пассажирских самолетов (ГПС), и делаются прогнозы относительно областей и сроков их практического применения.

Главными техническими проблемами создания атмосферных ГЛС являются создание оптимальной двигательной установки и борьба с аэродинамическим нагревом. Жидкостный ракетный двигатель ЖРД и ТРД не эффективны. ПВРД может разогнаться до 15-20М, но его необходимо разогнать только до 1,5М. Создание таких двигателей – очень сложная и нерешенная задача. Пока испытан в полете ПВРД на скорости около 10М при времени работы всего 10 секунд. Аэродинамический нагрев является не менее важной проблемой. Сейчас существуют и проверены на практике несколько типов борьбы с нагревом. Это теплозащитные материалы, жаропрочные металлы и жидкостное охлаждение.

ГЛС в работе были классифицированы по четырем классам: экспериментальные, боевые, разгонщики и пассажирские.

Совсем недавно поднялись в воздух первые экспериментальные ГЛС, но уже по обе стороны Атлантики разрабатываются Боевые ГЛС. В

США это Х-51А+, создаваемая на базе экспериментальной Х-51. В России БраМос-2.

Недавно на салоне в Ле Бурже был представлен проект ГПС ZENTS для деловых межконтинентальных полетов. Этот самолёт должен развивать крейсерскую скорость в 4.5 - 5М и использовать двигательную установку в составе ТРД, ЖРД и ГПВРД. Дальность полета такого ГПС - несколько тысяч км. Создание ГПС потребует решения многих проблем в разных областях. Можно ожидать что полет ГПС произойдет, возможно, между 2030-2040-м годами. В результате проведенной историко-исследовательской работы были получены следующие выводы:

- самой сложной проблемой длительного атмосферного гиперзвукового полета является создание двигательной установки;
- для борьбы с аэродинамическим нагревом существуют проверенные методы;
- наиболее важным при разработке ГПС представляется опыт проектирования гиперзвуковых самолетов-разгонщиков, особенно «Спирали».

When would first supersonic passenger plane come?

Khramov M.A.

Aircraft Manufacturers' Club, Ulyanovsk
(School section)

Recently, a boost has been observed in the efforts on creating hypersonic passenger aircraft; predictions are made about the areas and time of their actual application.

The main technical challenges of creating atmospheric HA are creating an optimal propulsion and control of aerodynamic heating.

Liquid rocket engine turbo-jet and rocket engines are not effective. Ramjet engine can accelerate to 15 -20M, but it should only over clock to 1.5 M. The creation of such engines is a very difficult and yet unsolved problem. While flying ramjet tested at about 10M at the time of 10 seconds.

Aerodynamic heating is an equally important issue. In practice, several methods of heating prevention exist and have been tested, i.e. heatproof materials, refractory metals and liquid cooling.

HVA are divided into four classes: experimental, military, over clockers and passenger.

Most recently, the first experimental HA flew off, but on both sides of the Atlantic martial HA are being developed. In the U.S., it is X- 51A+, created on the basis of the experimental X -51. In Russia, it is BrahMos-2.

Recently, the concept of HPP ZENTS business intercontinental flights was presented at Le Bourget. This aircraft is to develop a cruising speed of 4.5 -

5M and use the propulsion system in the TID, and the scramjet rocket engine. Flight range of the HPP would be a few thousand kilometers. HPP development would require resolving many problems in various areas. The first flight of GPS may probably be expected sometime in 2030-2040's.

Conclusions:

1. The biggest challenge of a long atmospheric hypersonic flight is to create propulsion.
2. There are proven methods to overcome the aerodynamic heating.
3. HPP experience in the designing of hypersonic booster aircrafts, especially "Spiral", is the most important is the development of.

Применение инструмента с модифицированной геометрией при обработке деталей вертолетов из полимерных композитов, армированных металлом

¹Флек М.Б., ¹Чигринец Е.Г., ²Сибирский В.В., ²Михайлова И.Б.
¹Роствертол, ²ИОНЦ РАН, г. Ростов-на-Дону

Целью данной работы являлось исследование влияния конструктивно-геометрических параметров сверл на качество обработанных отверстий, производительность, динамику и теплофизику процесса механической обработки высокопрочного полимерного композиционного материала – стеклопластика, армированного титановой фольгой.

Одной из особенностей обработки стеклопластика по сравнению с металлическими материалами является иное соотношение теплового баланса - до 90% выделяемого при резании тепла переходит в инструмент, тогда как при резании металлов до 70% тепла уходит в стружку. В особо нагруженных полимерных композитных конструкциях используются пакеты усиления из титановой фольги, размещаемые между слоями армирующей стекло- или углеродной фибры. Для обеспечения требуемой точности размеров, макро- и микрогеометрии поверхности отверстий, исключения прижогов и расслоений материала приходится использовать острозаточенный инструмент и вести обработку в несколько переходов. В работе исследовался процесс сверления слоистых стеклопластиков при различных схемах заточки сверл из быстрорежущей стали.

Первым этапом исследования стало определение влияния геометрии режущей части инструмента на обработку отверстий в комбинированном материале стеклопластик-титан. Сверла с двойной заточкой и подточкой перемычки (СДЗ) показали лучшие результаты по сравнению со стандартной геометрией. СДЗ имели следующие углы при вершине: $2\varphi=140^\circ$, $2\varphi_1=90^\circ$ и $2\varphi=70^\circ$, $2\varphi_1=35^\circ$. Задний угол увеличен до 20° . Перемычка подточена до 1 мм. Двойная заточка и увеличенный

углы при вершине улучшили образование и вывод стружки, уменьшили ее пакетирование.

В работе представлены результаты определения оптимальных режимов обработки для исследуемых геометрий инструмента, зависимости высотных параметров шероховатости, характера и величины расслоений в местах входа-выхода сверла в зависимости от типа инструмента и режимов обработки. С использованием разработанной компьютеризированной системы измерения в реальном времени силовых характеристик процесса сверления (осевой силы и крутящего момента) определены критерий затупления и период стойкости исследованных режущих инструментов. Данные пирометрической регистрации средней температуры в зоне резания позволили выполнить конечно-элементное моделирование тепловых процессов при сверлении многослойного стеклопластика, выявить источники и направление тепловых потоков, и, в конечном итоге, разработать предложения по усовершенствованию технологии обработки отверстий в стеклопластиковых лонжеронах несущих и рулевых винтов вертолетов.

**On the use of the cutting tools with the modified geometry
at machining the polymeric composite helicopter workpieces
with metal reinforcement**

¹Flek M.B., ¹Chigrinets E.G., ²Sibirsky V.V., ²Mikhailova I.B.

¹Rostvertol Helicopters, ²South Center of Russian Academy, Rostov on Don

The purpose of this work was to study the influence of the structural and geometric parameters of the twist drill on the quality of the processed hole, on the productivity, dynamics and thermal physics of machining the high strength polymeric composite material – glass fiber epoxy-based plastics that are reinforced by titanium foil.

Very important difference between machining of the glass fiber reinforced plastics and metallic materials is the other heat balance. At the machining of such plastics almost 90% of the released heat is transferred to the tool, whereas near 70% of heat at the machining of metal is transferred to the shavings. This feature makes the machining of plastics more stressful, especially its temperature conditions.

In the structure of high loaded polymeric composite parts the reinforcing layers made from the titanium foil are used. These titanium layers are placed between layers of the winding unidirectional glass fiber tape or the carbon fiber tape. In order to reach the required dimensional accuracy, the macro- and micro geometry of the hole surfaces, to eliminate the overheat, burning, and delaminations of material, need to use sharp-edged tools, which wear out quickly, and remove the drill from the workpiece at frequent intervals to clean

the chips from the flutes of the drill and the hole being drilled. We studied the drilling of glass fiber reinforced laminates at the different schemes of sharpening the drills made from the high-speed steel.

On the first stage of investigation a dependence of the tool geometry on the stability and quality of the drilling deep holes in the thick walled multilayered structures polymeric composite / titanium foil has been determined. The drills with the double-angle sharpening and the thinned core web are demonstrated the best results compared to the technology that use the standard drills. These proposed drills (abbreviated as DDS) have the following point angles: $2\varphi=140^\circ$, $2\varphi_1=90^\circ$, and $2\varphi=70^\circ$, $2\varphi_1=35^\circ$. Relief angle is increased up to 20° , and the thickness of the core web is reduced to 1 mm. These modifications sufficiently improved the flutes removal, eliminated its cohesion and packing. We present some experimental results of the optimal feed and speed for the studied twist drills, the dependencies of the highness parameters of roughness, and also characters and degree of delamination at starting and finishing hole for the different tools, feed and cutting speed. Using the computerized setup for the drilling axial force and torque monitoring we established the blunting criterion and life-time of the drill before the next sharpening. Pyrometric data about temperature in a cutting area allow to perform the finite element modeling of heat generation and transferring inside the layered structure, and ultimately, to develop improvements for the drilling technology in the fiberglass spars of the main and tail helicopter rotors.

**Внедрение системы международных стандартов испытаний
механических и термокинетических свойств полимерных
композитов**

¹Замшин В.А., ¹Чинчян Л.В., ¹Шевцова В.С., ²Соловьев А.Н.
¹Роствертол, ²ЮНЦ РАН, г. Ростов-на-Дону

Ортотропный характер структурной анизотропии полимерных композиционных материалов, используемых в производстве высоконагруженных авиационных конструкций, существенно осложняет экспериментальное определение полного набора упругих модулей материала, знание которых необходимо для обоснованного динамического расчета конструкции и контроля качества ее изготовления. Действующие стандарты ASTM, регламентирующие методики определения продольного, поперечного модуля и модуля сдвига в плоскости, оставляют открытыми проблемы определения модулей межслойного сдвига, поперечного толщинного модуля, кроме того, эти стандарты предполагают использование специальных образцов, вырезанных из стандартных прямоугольных пластин. Однако, наиболее объективная информация о свойствах материала может быть

получена на образцах, вырезаемых из экспериментальной детали, отформованной на специфических режимах.

С целью усовершенствования стандартных методик был выполнен цикл работ по исследованию влияния формы вырезаемых из детали образцов на значение измеряемых механических модулей, а также разработка методов обработки данных экспериментов с использованием методов конечных элементов. Разработанная и внедренная в лабораторную практику методика предполагает последовательное определение модулей с их использованием в конечно-элементной модели испытания при вычислении следующего модуля. Методика учитывает влияние концевое эффекта армирующих волокон, выходящих на поверхность реза, а также позволяет корректировать размещение тензометров и экстензометров по результатам определения зон чистого растяжения, сжатия или сдвига. Показано, что определение с необходимой точностью модуля межслойного сдвига при кручении призматических образцов возможно только после предварительного определения модуля сдвига в плоскости и полуколичественной оценки модуля межслойного сдвига при четырехточечном изгибе.

Средством исследования свойств высокопрочных полимерных композитов в условиях интенсивного климатического воздействия является дифференциальная сканирующая калориметрия, обеспечивающая также возможность входного контроля связующих, степени полимеризации материала готового изделия, а также синтеза оптимального управления температурно-силовым режимом формования. В докладе представлены результаты внедрения группы международных стандартов термокинетического анализа в производстве особо ответственных деталей из стеклопластиков на основе эпоксидных связующих. Результаты выполненных работ показывают, что обеспечение качества авиационных конструкций из полимерных композитов требует использования современных методов исследования, испытательного оборудования и высокой квалификации персонала.

Introduction of international standards for testing the mechanical and thermal-kinetics properties of polymeric composites

¹Zamchin V.A., ¹Chinchan L.V., ¹Shevtsova V.S., and ²Soloviev A.N.

¹Rostvertol Helicopters, ²South Center of Russian Academy, Rostov on Don

Orthotropic structural anisotropy of materials used for manufacturing of high loaded aircraft and rotorcraft structures significantly complicates the experimental determination of all elastic moduli, known of which is necessary to the justified dynamic analysis of structures and also to the quality control of manufacturing. The actual ASTM, SACMA, and AGATE standards that regulate the methods for determination of longitudinal,

transversal moduli, and also the in-plane shear module don't solve the problems of determination the interlaminar shear module and transversal thickness module. Moreover, these standards assume the use of the specimens that are cut from the standardized rectangular plates. However, most objective information about the properties of composite materials can be obtained using the specimens, which are cut from the experimental part manufactured according to the industrial technology.

In order to improve the standard testing technique an extensive series of researches has been performed. These studies have been especially intended to determine an influence to the measured values of elastic modules the shape of specimens, which are cut from the ready parts. Additionally the new enhanced methods for experimental data numerical processing have been developed using finite element analysis of tested specimens. The new methodology which is developed and introduced to the practice of composite testing assumes the alternate determination of the modules and using them on the next step in a finite element simulation of the test for determines the sequent module. Methods take into account the influence of the end effect of reinforcing fibers, which exit onto the cutting surface, and allow adjusting a placement of the strain gauges and extensometers by using results of finite element modeling to determine the zones of pure tension, compression and shear. We propose to determine in-plane shear module and preliminary estimate the interlaminar shear module by the short-beam bending test in order to following use the twisting test for refined determination of interlaminar shear module.

The means for study the environmental properties of high loaded polymeric composites is the Differential Scanning Calorimetry (DSC), which also allow testing the resins, degree of cure. These important features are successfully used to the synthesis of optimal curing control, especially to choose the temperature schedule. We present the problems and introduction results of international standards for the thermal-kinetics analysis at the manufacturing of rotorcraft parts made from epoxy based glass fiber reinforced composites. Our experience confirms the need to careful use of modern experimental technique, equipment, advanced numerical processing, and mainly the highly qualified personnel.

Оптимизация процессов формования крупногабаритных полимеркомпозитных деталей вертолетов с использованием данных термокинетического анализа связующих и САД моделей технологической системы

¹Слюсарь Б.Н., ²Шевцов С.Н., ¹Рубцов Ю.Б.

¹ОАО «Роствертол», ²ЮНЦ РАН, г. Ростов-на-Дону

Требуемые эксплуатационные характеристики несущих авиационных конструкций из полимерных композиционных материалов, отсутствие пор, областей, обедненных и обогащенных связующим, полнота полимеризации обеспечиваются в значительной степени рациональным режимом формования, включающим этап предварительного нагрева изделия в прессформе до температур, отвечающих началу желатинизации связующего, смыкание пресс-формы для придания изделию заданной формы, и, далее, выдержку при температурных режимах, обеспечивающих однородность в теле изделия степени полимеризации связующего и его механических свойств. Сложность такой технологической проблемы обусловлена ненаблюдаемостью состояния полимеризуемого материала в течение цикла формования, разностенностью изделия и выделением связующим экзотермического тепла. В работе предложен способ решения данной проблемы, использующий синтез САД модели всей технологической системы формования (включая пресс-форму, систему подогрева, формируемое изделие), экспорт ее геометрии в конечно-элементную КЭ модель, включающую формулировку связанной задачи термокинетики связующего и теплопередачи, и задачи оптимизации процесса на основе его КЭ модели.

Для решения поставленной задачи разработана методика реконструкции кинетического уравнения связующего по данным ДСК сканирования, построения зависимостей параметров теплоемкости и теплопроводности при изменении фазового состояния связующего – от жидкого до гелеобразного и твердого. Система уравнений полимеризации композита решается при управляемом тепловом воздействии и изменяющихся во времени и пространстве теплофизических параметрах материала.

Эффективность разработанной методики и программного обеспечения иллюстрируются на примере системы формования лонжерона лопасти рулевого винта вертолета. Надлежащая параметризация закона управления интенсивностью нагрева позволила сформулировать задачу оптимизации, в процессе решения которой производится нестационарный анализ системы связанных уравнений термокинетики – теплопередачи при варьируемых параметрах закона управления. Алгоритм оптимизации выполняет варьирование этих

параметров для достижения оптимума целевого функционала, характеризующего усредненную по телу детали степень полимеризации и ее дисперсию. Результаты разработки позволяют выполнять обоснованные настройки систем управления процессом формования при изменении конструкции деталей, компонентов композиционного материала и конструкции оснастки.

Optimization of closed mould cure process for the polymeric composite parts of helicopter using data of thermal-kinetics analysis of resins and CAD models of whole technological system

¹Slusar B.N., ²Shevtsov S.N., ¹Rubtsov Y.B.

¹Rostvertol Helicopters, ²South Center of Russian Academy, Rostov on Don

The requirement performance of high loaded aircraft polymeric composite structures, the absence of pores, resin-rich areas, resin-dry areas, given mechanical properties, and sufficient consolidation are provided by the rational curing schedule. This process begins by the placing of a pre-weighted amount of premixed compound in a heated three-dimensional mould. As the mould closed and heated, the resin matrix material flows and fills the mould cavity and the fine crevasses between the fibers in a composite part. The next step of cure is gelation, after which the application of pressure and elevated temperature causes the prepreg material to make the desired shape, defined by geometry of the mould. The final step at high cross-linking is vitrification. The complexity of composite parts quality assuring is due to liberation of considerable exothermal heat, large variations in the walls thickness, and inability monitoring of temperature in the body spar inside the mould. We proposed a way to solve such problem by using the synthesis of CAD model for whole technological system (including the mould, heating system, and cured part), export its geometry to the finite element (FE) model, formulation of coupled thermal-kinetics and heat transfer problems, and optimization of the heating laws on the base of this FE model.

The constitutive elements of the proposed approach are the reconstruction of kinetics equation for the resin using data of Differential Scanning Calorimetry, and derivation of the heat capacitance and thermal conductivity dependencies at the changes of the phase state resin from the gel to solid. The equations system of polymeric composite curing is solved at the controlled heat flow and parameters of material, which are changed in time and space.

The efficiency of the developed method and its program implementation is illustrated on example of curing the spar of the tail rotor blade. The proper parameterization of the heating control laws allows to formulate an optimization problem. At the solving of this problem the transient analysis of coupled thermal-kinetics with transfer equations at the re-adjustable parameters of the control laws is performed. An optimization algorithm

changes these parameters to reach the optimum of object function, which characterize the averaged degree of cure and its standard deviation. Results of the development permit reasonably adjust the control of curing for the arbitrary composite parts at the changes of components, and design of technological equipment.

О применении универсальной программы для управления лазерным технологическим оборудованием «*LaserCNC*» в различных технологических процессах

Кондратенко В.С., Третьякова О.Н., Шевченко Г.Ю.
МГУПИ, МАИ, г. Москва

Лазерные технологии становятся неотъемлемой частью современного производства во многих отраслях машиностроения и современной экономики в целом. В частности они используются, при производстве элементов авиационной и космической техники, например, при обработке лопаток турбин авиационных двигателей, изготовлении приборных панелей и других изделий. Применение существующего программного обеспечения, разработанного для традиционных станков с числовым программным управлением, невозможно для новых лазерных технологических процессов, поскольку в них требуется обеспечить существенно более высокие скорости обработки с применением мощных современных лазеров.

Программное обеспечение (ПО) «*LaserCNC*» разработано, как программа для управления лазерным технологическим оборудованием для широкого круга технологических процессов. Основным требованием к оборудованию является поддержка контроллеров числового программного управления (ЧПУ, *CNC*) на основе *G*-кодов. Программа позволяет управлять процессами резки и обработки поверхностей различных материалов, а также процессами лазерного управляемого термораскалывания, Управляющая программа *LaserCNC*, кроме раскройных машин, может взаимодействовать также и с системами дефлексии лазерного луча - сканаторами. Сканаторы широко используются в промышленности, медицине, в научных исследованиях, например, они успешно применяются в таких технологических процессах, как маркировка изделий, гравировка, резка, сверление, перфорирование, сварка и пайка, повышение прочности поверхности изделий, быстрое создание прототипов и инструментальная обработка. Это связано с такими свойствами сканаторов, как высокая точность, быстрое действие, компактность и невысокая цена. Лазерная маркировка позволяет заменить традиционные методы нанесения информации. Она может также эффективно применяться для замены ударного и электрохимического методов маркировки деталей.

ПО *LaserCNC* поддерживает различные варианты оснастки лазерного технологического оборудования, а также различные вариации кинематических систем. Разработанная управляющая программа *LaserCNC* применяется на промышленных установках производства НПЦ «Лазеры и аппаратура ТМ», являющихся базовым научно-производственным центром группы компаний ЭСТО - объединения ведущих российских предприятий, специализирующихся на разработках, производстве, модернизации, продаже и сервисном обслуживании электронного специального технологического оборудования.

On the application of the universal program for controlling of laser processing equipment «LaserCNC» in various technological processes

Kondratenko V.S., Tretiyakova O.N., Shevchenko G.Y.

MGUPI, MAI, Moscow

Laser technology has become an integral part of modern production in many branches of engineering and modern economy. In particular, they are used in the manufacture of elements of aerospace engineering, for example by treatment of turbine blades of aircraft engines, manufacturing dashboards and other products. The use of existing software developed for conventional machine tools with numerical control, it is impossible for the new laser processes, as they are required to provide significantly faster processing with the use of high-power lasers today.

Software (SW) «LaserCNC» designed as a program for the control of laser processing equipment for a wide range of industrial processes. The basic requirement is to support the hardware controllers numerical control (CNC, CNC) on the basis of G-codes. The program allows you to manage the processes of cutting and surface treatment of various materials, as well as laser controlled thermal splitting processes, control program LaserCNC, besides cutting machines, may also interact with the deflection systems - Coordinate Scanning Devices. Scanners are widely used in industry, medicine, scientific research, for example, they have been successfully used in processes such as labeling products, engraving, cutting, drilling, punching, welding, brazing, hardening the surface of products, rapid prototyping and tooling. This is associated with such properties scanners, such as high precision, speed, compactness and low price. Laser marking can replace the traditional methods of applying the information. It can also be effectively used to replace the percussive methods and electrochemical methods for marking

Software LaserCNC supports different tooling laser processing equipment, as well as different variations of kinematic systems. The developed control program LaserCNC used in industrial units manufactured by SPC "Lasers and

equipment TM", which are the basic research and production center of the group of companies ESTO - an association of leading Russian companies specializing in the development, production, upgrading, sale and service of electronic special equipment manufacturing.

Основные направления и способы совершенствования спасательных парашютов, входящих в состав средств аварийного покидания летательных аппаратов

Шибанов В.Ю.

НПП «Звезда», п. Томилино

Парашютные системы широко применяются в авиационной и космической технике и являются неотъемлемой частью средств аварийного покидания летательных аппаратов (ЛА) – катапультных кресел (КК). Парашютная система - одна из важнейших систем КК, определяющих исход катапультирования. Обычно ввод парашютной системы происходит после отделения КК от ЛА и торможения до скорости, допустимой для ввода парашюта в поток.

Использование парашютных систем, входящих в состав КК, имеет ряд особенностей, обусловленных условиями применения систем аварийного покидания:

- катапультирование может происходить в широком диапазоне высот (от 0 до 20 км) и индикаторных скоростей (от 0 до 1300 км/час);
- в большинстве случаев, катапультирование происходит на небольшой высоте, и для безопасного катапультирования необходимо максимально быстрое торможение КК и летчика на парашюте;
- в соответствии с современными требованиями, должно быть обеспечено спасение летчиков, соответствующих широкому антропометрическому диапазону (от 45 до 111 кг без снаряжения).

Основными параметрами парашютных систем, во многом определяющими минимально безопасную высоту и травмобезопасность применения КК, являются предельно допустимая скорость ввода парашютной системы, интенсивность раскрытия купола парашюта и скорость установившегося снижения летчика.

На основании проведенного анализа характеристик современных спасательных парашютных систем в настоящее время определены основные требования к перспективной парашютной системе, применяемой в составе КК. С целью совершенствования парашюта спасения для КК типа К-36 за последние 15 лет на НПП «Звезда» был проведен целый ряд исследований, направленный на выполнение этих требований.

В рамках доклада представлены основные результаты расчетно-аналитических и опытно-конструкторских работ, направленных на интенсификацию наполнения купола парашютной системы на малых скоростях полета, а также снижения скорости приземления летчика. Эти разработки позволили получить сформулировать требования и рассмотреть пути создания перспективной спасательной парашютной системы, которая способна значительно повысить характеристики аварийных средств покидания ЛА.

The Main Design Approaches and Methods of Further Development of Parachutes for Aircraft Emergency Escape Systems

Shibanov V.Y.

RD&PE “Zvezda”, Tomilino

At present, parachute systems have been widely adopted in aircraft and space technologies and have become an integral part of aircraft emergency escape systems, namely ejection seats. A parachute system, being one of the key components of the ejection seat, determines the result of the emergency escape action. Usually, a parachute system is deployed after the ejection seat separation from the aircraft and its speed deceleration down to the limit permitted for the chute entering the airflow.

The use of parachute systems belonging to ejection seats is connected with a number of specifics caused by conditions of emergency escape systems operation:

- ejection may be performed in a wide envelope of altitudes (0 to 20 km) and indicated equivalent airspeeds (0 to 1300 km/h);
- in most cases, ejection is performed at low altitudes and, for the safe rescue of the pilot, it is necessary to achieve the maximum rapid deceleration of the ejection seat and the parachuted pilot;
- according to the present-day requirements, the rescue of pilots in a wide anthropometric range (45 to 111 kg without pilot's outfit) must be provided.

The main parachute system characteristics that, to a large extent, determine the minimum safe ejection altitude and the minimum of traumatic injury are as follows:

- maximum permissible parachute system deployment speed,
- intensity of the parachute canopy inflation, and
- pilot's speed in steady descent.

Based on the results of characteristics analysis of modern rescue parachute systems, the main requirements to the perspective parachute system to be used in the ejection seat have been defined at present. In order to improve the K-36 ejection seat parachute system a number of studies aimed at fulfilling

these requirements have been carried out at “Zvezda” RD&PE over the last 15 years.

This report presents main results of analytical and development research activities aimed at intensification of the parachute canopy inflation at low speeds and at reducing of the pilot’s touchdown speed. These investigations have made it possible to work out the requirements and to consider the ways of developing a perspective rescue parachute system that is able to improve significantly the performance of the aircraft emergency escape systems.

Самолет и подводная лодка: совместимы ли они?

Шипилов П.А.

Клуб авиастроителей, г. Самара

В работе проведено историко-научно-техническое исследование возникновения и развития идеи создания комбинированных летательных аппаратов, способных летать по воздуху и погружаться под воду.

В начале XX-го века самолёты и субмарины совершенствуются. Однако, их боевое применение выявляет недостатки, которые становятся главными причинами, побудившими разработчиков создавать комбинированные летательные аппараты: малый радиус действия самолетов; не возможность скрытно атаковать противника; у субмарин - нехватка обзора при поиске цели и низкая скорость передвижения.

Идея создания комбинированного транспортного средства развивалась в двух направлениях:

- создание летающей подводной лодки - летательного аппарата, совмещающего в себе способность гидроплана, совершать взлёт и посадку на воду и способность подводной лодки передвигаться в подводном положении. Разработка подобных летательных аппаратов носит лидирующий характер в СССР и США.
- создание подводных авианосцев, способных нести на борту летательные аппараты. Последние, взлетев с борта субмарины, после выполнения задач возвращаются обратно на свой носитель.

Эти проекты получили наибольшее практическое применение в разных странах. Наиболее интересные проекты были разработаны в Германии, Японии и СССР.

При разработке первого направления конструктора решали несколько сложных задач. Так, исходя из требований, средство должно быть эффективным и в воздухе, и под водой. Однако законы аэро- и гидродинамики противоречат друг другу. Ведь вода плотнее воздуха в 775 раз. Этот фактор влияет на разработку конструкции корпуса и крыльев летательного аппарата. Сложности возникают и с посадкой на

воду при волнении, для перехода из воздушной среды в водную и наоборот.

Несмотря на трудности в создании комбинированных летательных аппаратов, способных летать и погружаться под воду конструкторы продолжают работать над такими проектами. Их цель создание машины с уникальными свойствами, эффективно работающей на всех режимах эксплуатации.

Airplane and Submarine: are they compatible?

Shipilov P.A.

Aircraft Manufacturers' Club, Samara

(School section)

In my work, I studied the history of the famous projects to create a composite aircraft capable of flying in the air and dive into water, and their further development.

At the beginning of the 20th century, airplanes and submarines were evolving. However, their operational use reveal add raw backs, which caused the developers to create multiple aircraft:

Small radius of action of aircraft;

- No possibility of stealthy attack;
- Submarines lack vision when looking for the target;
- Low speed.

Thus, the concept of a flying submarine emerged, which can be represented as two distinct trends.

The first was the creation of a flying submarine, i.e. an aircraft that would combine the ability of seaplane taking off and landing on the water and the ability of the submarine to move underwater.

The development of such aircraft was predominant in the USSR and the USA.

The second trend was development of submarine aircraft carriers capable of carrying the aircraft on board. The aircraft would start of the board of the submarine, would do their job and return to the carrier.

These projects were applied in different countries. The most interesting projects were developed in Germany, Japan, and the Soviet Union.

Working on the first trend implies certain difficulties. Thus, according to the requirements, the machine must be efficient both in the air and in water. However, the laws of aerodynamics and hydrodynamics contradict each other. Water is 775 times denser than air. This factor influences the development of the hull structure and the wings of the aircraft.

Difficulties arise with the landing on waving water, moving from the air into water and vice versa.

Despite the difficulties in creating a combined aircraft that can fly and dive into the water, engineers continue to work on such projects. Their goal is the creation of machines with unique features to work effectively in all modes of operation.

Накопление дефектов в композиционном материале при циклическом комбинированном нагружении и их влияние на величины эффективных свойств

Шрамко К.К., Маковский С.В.

МАИ, г. Москва

Рассматривается задача о влиянии сдвиговых циклических нагрузок при $R=0$ на характер разрушения многослойного волокнистого композита. При расчете учитывается, что характер разрушения слоев, работающих на сжатие, происходит быстрее, чем при растяжении. Этот эффект приводит к появлению коэффициентов асимметрии свойств в ортотропном материале и к появлению дополнительных деформации материала для всех трех их компонентов плоской задачи.

Рассматривается задача, связанная с определением характера изменения механических свойств контурно-подкреплённой композитной панели под действием чистого сдвига и комбинации сдвига и растяжения. Конструкция представляет собой стенку лонжерона и нагружена изгибающим моментом и перерезывающей силой. В результате чего в ней действуют сдвиговые и нормальные усилия. Учёт влияния циклической нагрузки на композиционный материал позволяет определить ресурс конструкции. Эта задача является важной, поскольку такие панели являются одними из основных элементов несущего каркаса многих конструкций различного назначения и могут использоваться в элементах каркаса летательных аппаратов, в автомобилях и судостроении.

Таким образом, видоизменив выражения для определения жесткостных коэффициентов B_{ij} , можно, используя методику расчёта панелей, учитывать появление асимметрии механических свойств в волокнистом композите под действием сдвиговых нагрузок. Это в свою очередь позволяет учесть изменение механических свойств, приводящее к существенным изменениям в деформациях и перемещениях, что в большей степени соответствует работе конструкции на практике и учёт которых важен при расчёте реальных конструкций. Расчёт возможен как при действии одного фактора нагружения, так и при комбинации нескольких факторов.

Литература

Анизотропные панели – плоская задача / А.А.Дудченко, А.Н.Елпатьевский, С.А.Лурье, В.В.Фирсанов. – М.: Изд-во МАИ, 1991. - 96 с.

Лурье С.А., Юсефи Шахрам Об определении эффективных характеристик неоднородных материалов//Механика композиционных материалов и конструкций. - 1997. - Т.3. - № 4. – С.76-92.

Лурье С.А., Дудченко А.А., Криволицкая И.И. Об одном подходе к определению эффективных характеристик композиционных материалов. // Межотраслевой н.-т. сборник: Технология. Сер. «Конструкции из Композиционных материалов». М.: ВИМИ, вып. 1, 2001. - С. 6-16.

Accumulation of defects in the composite by cyclic combined stressing and their effect on the quantities of the effective properties

Shramko K.K., Makovskiy S.V.

MAI, Moscow

The problem being considered is about the effect of shear cyclic loads by $R=0$ on the nature of the destruction of the multilayer fiber composite. By calculating it is taken into account that the nature of the destruction of the layers that work on compression happens faster than by the extension. This effect leads to the appearance of the coefficients of asymmetry of the properties in the orthotropic material and to the appearance of the additional deformations of the material for all three their components in the plain problem.

The problem being considered is to define the character of changing the mechanical properties of the contour-backed composite panel under the simple shear and the combination of shear and extension. The construction presents the spar's wall and is loaded by the bending moment and the transversal force, whereby the shear and normal forces function in it. Taking this effect of the cyclic stressing on the composite into account helps to determine the resource of the construction. This problem is important because such panels are one of the main elements of the supporting frame of many constructions of different assignment and can be used in the elements of the frame of the aircraft, in the cars and the shipbuilding.

So, modifying the forms of definition of the rigid coefficients B_{ij} it is possible, using the method of calculating the panels, to take into consideration the appearance of asymmetry of the mechanical properties in the fiber composite under the shear loads. It in its turn helps to consider the changing of the mechanical properties that leads to the significant changes in the deformations and the shifts which corresponds more to the practical activity of the construction and which's accounting is important by

calculating the real constructions. The calculating is able both by the action of one load factor and by the combination of several factors.

BIBLIOGRAPHY

Anisotropic panels – plane problem / A.A.Dudchenko, A.N.Elpatjevskiy, S.A.Lurje, V.V.Firsanov. – M.: MAI, 1991. – 96 p.

Lurje S.A., Yusefi Shachram Determination of effective characteristics of inhomogeneous materials// Mechanics of Composite Materials and Structures. - 1997. - V.3. - № 4. – P.76-92.

Lurje S.A., Dudchenko A.A., Krivolutskaya I.I. An approach to the determination of the effective characteristics of composite materials. Interdisciplinary s.-t. collection: Technology. Ser. "Structures made of composite materials". M.: VIMI, issue 1, 2001. - P. 6-16.

Аудит качества управления проектами при реализации рекомендаций международного стандарта (МС) по управлению проектами (УП) ISO 21500:2012

Иванов М.К., Яценко А.С.

МАИ, г. Москва

Потребность в услугах аудитора по качеству управления проектами в соответствии с рекомендациями и требованиями международного стандарта по управлению проектами ISO 21500:2012) возникает в связи со следующими обстоятельствами:

-возможность необъективной информации о состоянии проекта со стороны ее составителей в случае конфликта между ними и пользователями этой информации;

-зависимость последствий принимаемых решений от качества информации;

-необходимость специальных знаний для проверки информации (требований международного стандарта по управлению проектами ISO 21500:2012);

-отсутствие у пользователей информации доступа к ней для оценки ее качества;

Эти и ряд других причин приводят к возникновению общественной потребности в услугах независимых аудиторов - экспертов, имеющих соответствующую подготовку, квалификацию, опыт и разрешение на право оказания такого рода услуг, еще в одной отрасли практической деятельности, особенно при использовании философии «управления проектами» и практического осуществления этой философии в интеллектуальной, научной, технической и экономической деятельности предпринимателей.

Международный стандарт по управлению проектами ISO 21500:2012 представляет общее руководство для разумного представления о

понятиях и процессах управления проектами, которые имеют существенное влияние на достижение результатов проектов, то есть его качество.

Универсальность международного стандарта по управлению проектами ISO 21500:2012 состоит в следующем:

- международный стандарт (ISO 21500) описывает лучшие практики по управлению проектами;

- международный стандарт (ISO 21500) может быть использован любым типом организации, включая публичные, частные применительно к любому типу проектов безотносительно к их комплексности, размеру, длительности;

- международный стандарт (ISO 21500) рассматривает проекты в контексте программ и портфелей проектов.

Его особенность состоит в том, что он не представляет собой детальное руководство по управлению программами и портфелями.

Разделы, имеющие отношение к общему менеджменту представлены только в связи с управлением проектами.

Аудиторская диагностика и указание процедур по приведению дел в порядок – вытекает из содержания и требований международного стандарта по управлению проектами ISO 21500:2012.

Audit of project management quality in the implementation of recommendations of project management (PM) International Standard (IS) ISO 21500:2012

Ivanov M.K., Yatsenko A.S.
MAI, Moscow

The demand for the auditor services in quality management projects in accordance with the recommendations and requirements of the international standard for project management (ISO 21500:2012) arises due to the following circumstances:

- the possibility of biased information about the status of the project from the part of its team if the event of a conflict between them and the users of this information would be;

- dependence of the impact of decisions on the quality of information;

- the need for specialized knowledge to verify the information (the requirements of the international standard for project management ISO 21500:2012);

- lack of information users to access it for the quality assessment;

These and other factors lead to the emergence of the social needs of independent auditors service - experts with appropriate training, qualifications, experience and a license to provide such services, another industry practice, especially when using the philosophy of "project

management" and practical the implementation of this philosophy in the intellectual, scientific, technological and economic activity of entrepreneurs.

The international project management standard ISO 21500:2012 provides general guidance for a reasonable understanding of the concepts and processes of project management that have a significant impact on the achievement of project results, that is its quality.

The universality of the international project management standard ISO 21500:2012 is as follows:

- International standard (ISO 21500) describes best project management practices;

- International Standard (ISO 21500) can be used in any type of organization, including public and private with respect to any type of project regardless of their complexity, size, duration;

- International standard (ISO 21500) examines projects in the context of programs and project portfolios.

Its peculiarity is that it is not a detailed guide for managing programs and portfolios.

Categories related to general management are presented only in connection with the management of projects.

Audit diagnosis and procedures indication for bringing cases in order - follows from the content and requirements of the international project management standard ISO 21500:2012.

Автоматизированный комплекс силовых и детальных расчетов прочности самолетов

Яшутин А.Г., Суренский Е.А.
Корпорация «Иркут», г. Москва

В данной работе представлено краткое описание программного комплекса автоматизированных силовых и детальных расчетов прочности, разрабатываемого на протяжении ряда лет в отделе Разработки алгоритмов и программ отделения Прочности КБ ИЦ «ОАО «Корпорация «Иркут». Данный комплекс предназначен для сокращения времени, необходимого для проведения силовых и детальных расчетов типовой конструкции самолета. Благодаря высокому уровню автоматизации, цикл расчетов типовой конструкции сокращается до 36 часов.

На сегодняшний день регулярная часть конструкции планера самолета МС-21-300 (~60% всей конструкции) автоматизировано анализируются с помощью программного комплекса инженерными методами, а результаты расчета попадают в автоматизированный отчет.

В основе расчета лежит глобальная модель самолета (Global Finite Element Model – GFEM), которая является основным источником данных для расчетов прочности.

Комплекс обладает открытой программной архитектурой и позволяет легко его расширять, а также подстраивать под конкретные задачи.

На сегодняшний день комплекс закрывает большую часть вопросов статической прочности. Благодаря функционированию комплекса удалось сэкономить сотни человеко-часов. За 2012 год было проанализировано более 30 вариантов конструкции глобальной модели. Каждый из вариантов содержал более 170 расчетных случаев.

Сейчас ведутся работы по разработке модулей, позволяющих проводить расчет ресурса и живучести типовых зон конструкции планера самолета МС-21.



ГСКБ АЛМАЗ-АНТЕЙ

Открытое акционерное общество «Главное системное конструкторское бюро Концерна ПВО «Алмаз-Антей» имени академика А.А. Расплетина» (ОАО «ГСКБ «Алмаз-Антей») является ведущей отечественной организацией – разработчиком вооружения противовоздушной и противоракетной обороны (воздушно-космической обороны) наземного, морского и воздушного базирования.

Все образцы вооружения, созданные ОАО «ГСКБ «Алмаз-Антей», всегда составляли основу оборонительного оружия вначале СССР, а ныне России.



2. Ракетные и космические системы

2. Rocket and Space Systems

Исследование работоспособности тонкостенной оболочечной конструкции при действии комплексного нагружения

Туркин И.К., Агафонов И.В.

МАИ, г. Москва

Оболочечные конструкции получили широкое применение в области авиации и ракетостроения, что и послужило толчком для проведения исследований их работы в различных полетных условиях. В данной работе была исследована тонкостенная цилиндрическая панель и проведена оценка ее работоспособности при действии статического термосилового нагружения.

В качестве исходных данных были приняты геометрические характеристики части отсека корпуса ЛА. Причем в ходе исследований был проведен анализ двух конструктивно-силовых схем отсеков корпуса ЛА:

- стрингерной конструкции
- монококовой конструкции

Оба типа конструкций были представлены в виде незамкнутой цилиндрической панели средней длины.

В общем случае сжатая в осевом направлении цилиндрическая панель находится под действием неравномерного по контуру поперечного сечения температурного поля и внешнего давления.

Суть исследования заключалась в определении несущей способности конструкции в зависимости от ее конструктивных параметров и параметров нагружения.

Несущая способность цилиндрической панели характеризуется общей потерей устойчивости от действия внешнего давления, неравномерного по поперечному контуру нагрева, и осевой сжимающей нагрузки. Принимаются допущения технической теории тонких пологих оболочек. Уравнения равновесия с учетом начальных неправильностей принимаются в безразмерном виде.

Граничные условия соответствуют шарнирному закреплению цилиндрической панели по торцам и кромкам при четном числе волн по контуру поперечного сечения и наиболее полно отражают условия работы элемента в конструкции ЛА.

Используя уравнение Лагранжа 2-го рода, было получено окончательное дифференциальное уравнение устойчивости

тонкостенной оболочки для самого общего случая – динамического нагружения внешним давлением.

Далее было получено выражение позволяющее определять критические значения внешнего давления в зависимости от конструктивных параметров и параметров комплексного нагружения. В процессе проведения работы был разработан алгоритм параметрического исследования несущей способности рассматриваемой конструкции.

Результаты проделанной работы были соотнесены с экспериментом и с результатами КЭ расчета твердотельной модели тонкостенной оболочки в конечно-элементном пакете Ansys. Наблюдается хорошее соответствие полученных результатов.

The study of efficiency thin-shell structure under the action of the complex loading

Turkin I.K., Agafonov I.V.
MAI, Moscow

Shell structures are widely used in aviation and aerospace industry. This fact was promoted to start the research about the efficiency of cylindrical shells constructions.

In this paper was investigated the cylindrical thin-walled panel and evaluated its efficiency under the static thermopower load.

As an input data was taken the geometrical characteristics of real part of aircraft body. During the studies were analyzed two types of aircraft body constructions:

- Stringer construction
- Monocoque construction

Both types were introduced as middle-length cylindrical panel. In the general case cylindrical panel is compressed in axial direction and loaded by irregular temperature field over the diametrical contour and external pressure.

The essence of the study consists in assessment of load bearing capacity of structure, which depends on its design parameters and load conditions.

Load bearing capacity of cylindrical panel is characterized by the total loss stability from the external pressure, irregular heating over the diametrical contour and axial compression load.

In this case the technical theory of gentle shells assumption is accepted. Balance equals given with the initial irregularities is accepted in the dimensionless form.

Boundary conditions comply the joint attaching of cylindrical panel above butts and edges. This way of attaching is the most approximate and reproduces real flight conditions.

The final differential equation was expressed using the Lagrange equation, and it describes the dynamic load of external pressure.

Next step was the obtaining a term which allows to define critical values of external pressure which depends on design parameters and complex load conditions.

During the studies was worked out an algorithm of parametrical study the load bearing capacity of thin-walled cylindrical construction. The results were compared with experiment results, and good congruence of values was observed.

Научно-методический аппарат оценки технического состояния и безопасности эксплуатации металлоконструкций подъемно-перегрузочного оборудования ракетно-космических комплексов с учетом скрытых дефектов и несплошностей материалов в послегарантийный период

Агафонов К.В., Сова А.Н.

МАДИ, г. Москва

Продление сроков эксплуатации агрегатов подъемно-перегрузочного оборудования ракетно-космических комплексов является актуальным вопросом, поскольку ввод в эксплуатацию нового оборудования весьма длительный и дорогостоящий процесс. Вместе с тем накопленный опыт и результаты объективных исследований свидетельствуют о том, что по окончании назначенного ресурса далеко не все оборудование достигает предельного состояния и заложенные при проектировании и производстве запасы технического ресурса расходуются не полностью.

Для эффективного решения данной задачи требуется полная и достоверная оценка уровня надежности и безопасности агрегатов подъемно-перегрузочного оборудования ракетно-космических комплексов. Если информация о техническом состоянии оборудования и его реальном остаточном ресурсе является неполной, то это, с одной стороны, может привести к аварийной ситуации, а с другой стороны к излишней перестраховке и значительным дополнительным затратам.

Анализ современного состояния рассматриваемого вопроса показал, что существующий научно-методический аппарат продления сроков службы не позволяет в полном объеме оценить техническое состояние и безопасность эксплуатации агрегатов подъемно-перегрузочного оборудования ракетно-космических комплексов при продлении сроков их эксплуатации с учетом скрытых дефектов и несплошностей материалов в послегарантийный период.

Новый научно-методический аппарат позволит учитывать взаимосвязь между техническим состоянием, безопасностью эксплуатации и параметрами скрытых дефектов, несплошностей

материалов металлоконструкций подъемно-перегрузочного оборудования ракетно-космических комплексов, эксплуатирующихся в послегарантийный период.

Помимо разработки нового научно-методического аппарата предполагаемый вклад в развитие теории и практики заключается в повышении полноты и достоверности оценки технического состояния металлоконструкций подъемно-перегрузочного оборудования ракетно-космических комплексов в послегарантийный период, а так же повышение безопасности эксплуатации этих металлоконструкций.

The scientific and methodical apparatus of technical condition evaluation of and exploitation safety of metal constructions of the lifting and reloading equipment of space rocket complexes in compliance with the latent defects and discontinuities of materials during past warranty period

Agafonov K.V., Sova A.N.
MADI, Moscow

Prolongation of operating life of units for lifting and reloading equipment of space rocket complexes is topical issue, because of the commissioning of the new equipment is very expensive and long-term process. At the same time the accumulated experience and results of objective research shows that at the end of assigned resource far not nearly all equipment reaches the limit state and built-in design and production reserves of the technical resource are not completely expended.

The effective solution of this problem requires complete and reliable evaluation of the reliability level and safety of units for lifting and reloading equipment of space rocket complexes. If the information of the equipment's technical condition and its real residual resource is incomplete, this, on the one hand, can cause an emergency situation or excessive reinsurance and considerable additional expenses on the other hand.

The analysis of the current state of the issue revealed that the existing scientific and methodical apparatus of prolongation of operating life does not allow to complete and reliable evaluation of the reliability level and safety of units for lifting and reloading equipment of space rocket complexes at prolongation of operating life in compliance with the latent defects and discontinuities of materials during past warranty period.

New scientific and methodical apparatus will allow to take into account the interrelation between the technical condition, exploitation safety and parameters of the latent defects and discontinuities of materials of metal constructions of the lifting and reloading equipment of space rocket complexes during past warranty period.

Besides of the development of the new scientific and methodical apparatus intended contribution to the development of theory and practice is to increase the completeness and reliability of technical condition evaluation of metal constructions of the lifting and reloading equipment of space rocket complexes during past warranty period, as well as improving the safety of the exploitation of these metal constructions.

Научно-методический аппарат выбора условий проведения, объемов и технических средств для реализации стендовых испытаний с расширенными функциональными возможностями по оценке стойкости к механическому воздействию систем амортизации для новых изделий и изделий с продлеваемыми сроками службы

Алымов С.И., Драгун Д.К., Сова А.Н.
МАДИ, г. Москва

Развитие ракетной техники во второй половине XX – начале XXI века постоянно вело к улучшению точностных показателей стрельбы межконтинентальных ракет. Следствием этого явилась разработка ответных мер, направленных на повышение стойкости ракетных комплексов. Основным результатом работ стало создание защищенных ракетных комплексов, размещаемых в шахтных пусковых установках. Полученные результаты стали основой для широкого развертывания испытательной стендовой базы и развития методов стендовой отработки. В связи с этим представляет интерес создание универсальных комбинированных стендов, которые могут обеспечить воспроизведение для проведения испытаний в режиме скоростного растяжения – сжатия и воспроизведение коротких ударных импульсов для испытаний оборудования.

Для подтверждения уровней стойкости или определения фактически сохранившихся уровней проводятся специальные исследования, в ходе которых из ПУ демонтируется отдельные системы или ряд систем, с которыми проводятся динамические испытания, затем дефектация и др. исследования с целью определения значений параметров, характеризующих состояние систем для последующих анализа и оценки обеспечиваемых уровней стойкости. Формирование испытательной нагрузки происходит либо за счет выбора специальных характеристик привода в активной фазе движения – при разгоне, либо в пассивной – в процессе торможения при использовании различного типа буферных устройств. В большинстве случаев динамические испытания основаны на преобразовании кинетической энергии движущейся платформы в упругие деформации силовых конструктивных элементов стенда. Для повышения качества экспериментальной отработки амортизаторов

разработана технология испытаний на совмещенные режимы, когда амортизатор, совершавший ход на сжатие, в процессе динамического сжатия подвергается режиму динамического растяжения из сжатого состояния, за счет чего происходит совмещение первого и второго режимов работы амортизатора. Для реализации данной технологии испытаний разработан стенд динамических испытаний амортизаторов СДИ.0000-0. При испытаниях в одном цикле моделируется основной испытательный режим нагружения из исходного положения и встречно направленного динамического нагружения с реализацией режима переключения демпфирования. Это позволило повысить точность испытаний, получить при испытаниях режимы, ранее недоступные для экспериментальной обработки, сократить трудоемкость работ.

The scientific and methodical device of a choice of conditions of carrying out, volumes and technical means for realization of bench tests with expanded functionality according to resistance to mechanical influence of systems of depreciation for new products and products with prolongable service life

Alymov S.I., Dragun D.K., Sova A.N.
MADI, Moscow

Rocketry development in the second half of XX – the XXI century beginning constantly conducted to improvement of precision indicators of firing of intercontinental rockets. Consequence of it was development of the countermeasures directed on increase of firmness of missile systems. Creation of the protected missile systems placed in mine launchers became the main result of works. The received results became a basis for broad expansion of test bench base and development of methods of bench working off. In this regard creation of the universal combined stands which can provide reproduction for carrying out tests in a mode of high-speed stretching – compression and reproduction of short shock impulses for equipment tests is of interest.

For confirmation of levels of firmness or definition of actually remained levels special researches during which of PU it is dismantled separate systems or a number of systems with which dynamic tests, then fault detection, etc. researches for the purpose of determination of values of the parameters characterizing a condition of systems for subsequent of the analysis and an assessment of provided levels of firmness are carried out are conducted. Formation of test loading happens or at the expense of a choice of special characteristics of the drive in an active phase of movement – at dispersal, or in passive – in the course of braking when using various type of buffer devices. In most cases dynamic tests are based on transformation of kinetic energy of a moving platform to elastic deformations of power constructive

elements of the stand. The technology of tests for the combined modes when the shock-absorber making a course on compression, in the course of dynamic compression is exposed to a mode of dynamic stretching from the squeezed condition at the expense of what there is a combination of the first and second operating modes of the shock-absorber is developed for improvement of quality of experimental working off of shock-absorbers. The stand of dynamic tests of SDI.0000-0 shock-absorbers is developed for realization of this technology of tests. At tests in one cycle the main test mode of loading from a starting position and opposite directed dynamic loading with realization of a mode of switching of damping is modelled. It allowed to increase the accuracy of tests, to receive the modes which are earlier inaccessible to experimental working off at tests, to reduce labor input of works.

КА дистанционного зондирования Земли «Ресурс – П» - новые решения

Кирилин А.Н., Ахметов Р.Н., Аншаков Г.П., Сторож А.Д.,
Стратилатов Н.Р., Григорьев С.К.
ЦСКБ-Прогресс, г. Самара

25 июня 2013года с космодрома «Байконур» состоялся запуск КА «Ресурс-П» №1, разработанного и изготовленного в Государственном научно-производственном ракетно-космическом центре (ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс» далее Центр). Выведение КА «Ресурс – П» №1 на орбиту осуществлено ракетой-носителем «Союз-2» также разработанной и изготовленной Центром.

КА «Ресурс – П» №1 предназначен для высокодетального, детального широкополосного и гиперспектрального оптико-электронного наблюдения поверхности Земли, для чего на борту КА установлено три типа съёмочной аппаратуры:

- оптико-электронная аппаратура для высокодетального наблюдения;
- комплекс широкозахватных мультиспектральных съёмочных аппаратур: аппаратуры высокого и среднего разрешения;
- гиперспектральная аппаратура, обеспечивающая получение изображений одновременно в 96 – 255 спектральных поддиапазонах.

«Ресурс-П» - это автоматический КА с высокой степенью автономности. Бортовая вычислительная система (БВС) является центральным управляющим элементом БКУ. В составе КА «Ресурс-П» штатно эксплуатируется автономная спутниковая система навигации с использованием радионавигационного поля систем ГЛОНАСС и GPS.

При разработке СУД КА потребовалось создание или модернизация измерительных и силовых структурных элементов СУД, что позволило

обеспечить угловую скорость вращения КА до $2^0/\text{сек.}$, и точности ориентации по углу ± 2 угл. мин. и стабилизации по скорости $0.005^0/\text{сек.}$

Контроль работоспособности, выявление аномальных ситуаций (АС) и их диагностика являются необходимыми элементами при организации управления КА. Поэтому БКУ характеризуется наличием в его составе специализированных диагностических средств. Особое место в этом плане занимает проблема обеспечения работоспособности КА и его систем в условиях воздействия факторов космического пространства. Результаты функционирования КА «Ресурс-П» №1 и всех его систем и агрегатов на этапе лётно-конструкторских испытаний подтвердили высокую эффективность КА и выполнение требований технического задания заказчика. КА «Ресурс-П» №1 30.09.2013года по решению Государственной комиссии принят в штатную эксплуатацию.

Resurs-P earth remote sensing spacecraft – new solutions

Kirilin A.N., Akhmetov R.N., Anshakov G.P., Atorozh A.D.,
Stratilatov N.R., Grigoriev S.K.
SRPSRC TsSKB-Progress, Samara

In June 25, 2013 RESURS-P spacecraft developed and produced at SRPSRC TsSKB-Progress (further Center) was launched from Baikonur cosmodrome. Resurs-P1 spacecraft was delivered in orbit by Soyuz-2 launch vehicle also developed and produced by Center.

Resurs-P1 spacecraft and space system are meant integrally for high-resolution, detailed wide-swath and hyper-spectral optronic Earth imaging. For these purposes three types of imaging hardware are mounted on board a spacecraft:

- High-resolution optronic hardware
- Wide-swath multispectral imaging equipment: high-resolution and medium-resolution
- Hyper-spectral hardware for imaging in 96-255 spectral subranges simultaneously

Resurs-P is an unmanned spacecraft with high degree of autonomy. Onboard computer is a central control item of onboard control system. Autonomous satellite navigation system using radio-navigation field of GLONASS and GPS is operated in Resurs-P spacecraft with normal mode.

While developing of spacecraft motion control system (MCS) it was necessary to create or update MCS metric and power units, that allowed to provide spacecraft angular velocity up to $2^0/\text{sec.}$, angular attitude accuracy ± 2 ang.min. and velocity stabilization $0.005^0/\text{sec.}$

Operability control, identification of abnormal conditions (AC) and their diagnostics are requisite items for spacecraft management. Thereby onboard

control system is distinguished by special housekeeping facility installed in it. A certain pride of place must be given to operability assurance spacecraft and its systems in conditions of space influence. Operation of Resurs-P1 and all its systems and units at the flight test stage confirmed high efficiency of spacecraft and implementation of customer's requirements specification. Resurs-P1 spacecraft was put into full-time operation by the decision of State Commission on 30.09.2013.

Исследование процесса извлечения и очистки воды в системе СРВ-УМ

Бобе Л.С., Раков В.В., Аракчеев Д.В., Складар Е.Ф.
НИИхиммаш, г. Москва

Система регенерации воды из урины (СРВ-УМ) предназначена для установки в модуле МЛМ российского сегмента МКС с целью обеспечения экипажа водой с минимальными затратами массы запасов. В данной системе процесс извлечения воды из урины основан на методе вакуумной дистилляции в центробежном многоступенчатом вакуумном дистилляторе (ЦМВД) с рекуперацией энергии в термоэлектрическом тепловом насосе (ТТН). Результатами переработки урины являются дистиллят и концентрированный остаток. Полученный дистиллят очищался от примесей сорбционно-каталитическим методом в макете блока колонок очистки (БКО). Отработка процесса дистилляции урины проводилась в конструкторско-технологическом макете системы (КТМ СРВ-УМ).

Качество конденсата, полученного в СРВ-УМ, определялось по его рН, бихроматной окисляемости, удельной электропроводности, содержанию азота аммиака, мочевины, ионов хлора, этанола, метанола, ацетона и уксусной кислоты. После очистки конденсата в БКО эти параметры определялись повторно, а также определялось содержание CO_2 и SO_4^{2-} . Показано, что при работе на консервированной урине с коэффициентом извлечения воды до 90% дистиллят содержит незначительное количество примесей, очистка от которых может эффективно осуществляться в блоке БКО системы регенерации воды из конденсата атмосферной влаги СРВ-К2М, работающей в настоящее время на МКС. Подтверждено практическое отсутствие капельного уноса испаряемой урины с парами воды и её попадания в конденсат. При очистке дистиллята в макетах БКО качество воды соответствует по содержанию примесей требованиям ГОСТ Р 50804-95 на питьевую воду для потребления космонавтов на МКС.

В докладе рассмотрены результаты работы системы СРВ-УМ и испытаний по очистке дистиллята.

An investigation of the process of water removal and purification in the SRV-UM system

Bobe L.S., Rakov V.V., Arakcheev D.V., Sklar E.F.
NIIchimmash, Moscow

The system for water reclamation from urine (SRV -UM) will be installed in the MLM module of ISS Russian segment to provide the crew with water with the minimal supplies mass consumed.

This system uses the process of water removal from urine which is based on vacuum distillation in a rotary multistage vacuum distiller (RMVD) with energy recovery in the distiller and in a thermoelectric heat pump (THP). Urine is processed into distillate and concentrated brine. Contaminants from the distillate are removed by the sorption/catalytic method in the multifiltration unit mockup named BKO. The process of urine distillation is tried out in the research and design system mockup (KTM SRV-UM).

The quality of condensate produced in SRV-UM is assessed by its pH, bichromate oxidability, conductivity, ammonia nitrogen content, urea, chlorine, ethanol, methanol, acetone ions and acetic acid. After condensate purification in the BKO these parameters are assessed again as well as CO_2 and SO_4^{2-} content. It is demonstrated that when processing chemically pretreated urine with water removal efficiency up to 90% the distillate contains an insignificant amount of contaminants, removed effectively in the BKO of the system for water recovery from humidity condensate SRV-K2M, which is currently operated on ISS. It is proved that there is practically no droplet carryover of urine being evaporated with water vapor and its entry into the condensate. During distillate purification in the BKO mockups the quality of water meets the requirements of GOST R 50804-95 with reference to the contaminants contained in potable water consumed by the cosmonauts on ISS.

The paper deals with the results of SRV-UM system operation and distillate purification tests.

Определение движения геостационарных космических аппаратов по однопунктной схеме радиоконтроля орбиты

Байрамов К.Р., Байрамов Р.К.
ВА РВСН им. Петра Великого, г. Москва

Показано, что применение используемых в настоящее время в практике алгоритмов, основанных на обобщенном методе наименьших квадратов, не обеспечивают требуемую точность и надежность определения вектора состояния (ВС) геостационарного космического аппарата (ГКА) при однопунктной схеме радиоконтроля орбиты (РКО). Рассматривается один из возможных подходов к повышению точности

определения движения, когда определение ВС КА осуществляется в рамках итерационной процедуры. На каждом приближении для получения вектора поправок формируется система нормальных уравнений (СНУ).

В практике оперативного баллистико-навигационного обеспечения (ОБНО) управления космическими аппаратами (КА) на геостационарных орбитах имеет место применение однопунктных схем радиоконтроля орбиты (РКО). Необходимость проведения однопунктных схем РКО вызывается рядом причин, определяющими из которых являются:

- высокая загрузка траекторных измерительных средств (ТИС);
- ограничения по углу места (зоне радиовидимости), когда геостационарный КА (ГКА) находится в зоне радиовидимости только одного измерительного пункта (ИП);
- применение экспериментальных ГКА, особенности функционирования или бортовая аппаратура которых ориентированы на использование уникальных ТИС;
- срыв реализации штатного (многопунктного) РКО в результате нештатной ситуации.

Рассмотрены типичные результаты определения движения ГКА по однопунктной и штатной схемам РКО. Реализация штатной схемы РКО производилась с 2-х различных ИП. Определение движения ГКА по измерениям текущих навигационных параметров (ИТНП) осуществлялось на интервале 6 месяцев с периодичностью 28-30 суток.

Определение вектора состояния (ВС) ГКА осуществлялось с использованием обобщенного метода наименьших квадратов. В качестве математической модели движения (ММД) КА использовалась численная ММД в неособенных переменных.

Суть предлагаемого подхода основывается на анализе корреляционной структуры СНУ и введении совокупности идентифицирующих ограничений.

Полученные результаты показывают, что применение описанного метода в условиях экспериментальной проверки позволяет значительно (по наклонению в десятки раз) повысить точность определения движения ГКА при проведении однопунктных схем РКО. При этом значения полученных отклонений dt , dT_{op} , di обеспечивают выполнение требований, предъявляемых к точности определения движения по ИТНП большинства типов ГКА. Применение предложенного метода в практике ОБНО позволяет повысить надежность управления ГКА при проведении однопунктных схем РКО.

Definition of movement of geostationary spacecrafts according to the scheme of radio control of an orbit with one measuring point

Bayramov K.R., Bayramov R.K.

Military Academy of strategic Missile forces named after Peter the Great,
Moscow

It is shown that application of currently used in practice, algorithms based on the generalized method of least squares, do not provide the required accuracy and reliability of determination of the state vector (SV) geostationary spacecraft (GSS) when scheme radio monitoring orbit (RMO) on the basis of one of the measurement point. Considered one of the possible approaches to improve the precision of determination of motion, when the definition of armed forces of the AC is carried out in the framework of the iterative procedure. On each approximation to obtain the vector of the amendments, a system of normal equations (SNE).

In practice, the operational ballistic and navigation support (OBNS) of space vehicles (SV) in geostationary orbit have the use of schemes radio control orbit (RCO) at one measuring point. The need for such schemes RCO caused by a number of reasons, of which these are:

- high utilization of path measurement tools;
- the limitations in elevation when the geostationary spacecraft (GSS) is within range of only one measuring point;
- the use of experimental geostationary spacecraft, especially the functioning of on-board equipment, or which are focused on the use of the unique trajectory measurement tools;
- failure of the staff (of many points) radio control of the orbit as a result of contingency.

Typical results of definition of movement of the GSS of one measuring point and regular to schemes of radio control of an orbit are considered. Implementation of the regular scheme of radio control of an orbit was made from two various measuring points. Definition of movement of the GSS on the measurements of the current navigation parameters (MCNP) was carried out on an interval of 6 months with frequency of 28-30 days.

Definition of the condition vector (CV) of the GSS was carried out with use of the generalized method of the smallest squares. As the mathematical model of movement (MMM) of GSS numerical MMM in nonexceptional variables was used.

The essence of offered approach is based on the analysis of correlation structure of system of the normal equations and introduction of set of identifying restrictions.

The results show that the application of the method described in experimental testing significantly (by inclination tenfold) increase the accuracy of the motion GSS during orbit radio control schemes for one

measuring point. The values obtained deviations dt , dT_{op} , di ensure compliance with the requirements for the accuracy of measurements of the current traffic on the navigation parameters of most types of geostationary satellites. The use of this method in the practice of operational ballistic and navigation support can improve the reliability of the control GSS during orbit radio control schemes for one measuring point.

Обоснование научно-технических направлений совершенствования методов анализа и синтеза управляемых моторно-трансмиссионных установок подвижного агрегата ракетно-космического комплекса с применением магнитожидкостного гидротрансформатора

Барышов Д.П.

ВА РВСН им. Петра Великого, г. Москва

Актуальность исследований обусловлена необходимостью повышения подвижности, проходимости, тягово-динамических характеристик и надежности функционирования специальных колесных шасси ракетно-космических комплексов (РКК) с большими массово-габаритными параметрами и с большим числом осей на основе применения магнитожидкостных технических средств.

В осеннее - весенний период, когда дорожные условия являются особенно сложными, расширение функциональных возможностей, улучшение моментных характеристик, повышение коэффициента полезного действия и надежности трансмиссии имеют принципиальное значение. Такие результаты могут быть достигнуты при использовании в структуре автоматической трансмиссии подвижных агрегатов РКК магнитожидкостного гидротрансформатора. Однако вопросы совершенствования методов анализа и синтеза управляемых моторно-трансмиссионных установок подвижного агрегата РКК с применением магнитожидкостных технических средств проработаны недостаточно полно.

С целью обоснования научно-технических направлений были получены следующие научные результаты:

1. Анализ современного состояния и обоснование перспективных научно-технических направлений развития методов анализа и синтеза моторно-трансмиссионных установок подвижных агрегатов РКК с применением магнитожидкостного гидротрансформатора.

2. Разработка новых математических и физических моделей магнитожидкостных технических средств для моторно-трансмиссионных установок подвижных агрегатов РКК.

3. Проведение теоретических и экспериментальных исследований по созданию магнитожидкостных технических средств для управляемых моторно-трансмиссионных установок подвижных агрегатов РКК.

4. Обоснование и разработка рекомендаций по использованию новых методов анализа и синтеза моторно-трансмиссионных установок подвижного агрегата РКК.

Научная новизна полученных результатов исследований заключается в обосновании научно-технических направлений совершенствования методов анализа и синтеза управляемых моторно-трансмиссионных установок для специальных колесных шасси. Реализация полученных результатов позволяет улучшить технические показатели и эксплуатационные характеристики специальных колесных шасси без кардинального изменения технологического процесса производства.

Justification of the scientific and technical directions of improvement of methods of the analysis and synthesis of operated motor and transmission installations of the mobile unit of a space-rocket complex with use of the magnetoliquid hydrotransformer

Baryshov D.P.

RVSN of Peter the Great, Moscow

Relevance of researches is caused by need of increase of mobility, passability, traction dynamic characteristics and reliability of functioning of special wheel chassis of the space-rocket complexes (SRC) with big mass and dimensional parameters and with a large number of axes on the basis of application of magnetoliquid technical means.

In the autumn - the spring period when road conditions are especially difficult, expansion of functionality, improvement of moment characteristics, increase of efficiency and reliability of transmission have basic value. Such results can be reached when using in structure of automatic transmission of the RKK mobile units of the magnetoliquid hydrotransformer. However questions of improvement of methods of the analysis and synthesis of operated motor and transmission installations of the RKK mobile unit with application of magnetoliquid technical means are worked insufficiently fully.

For the purpose of justification of the scientific and technical directions the following scientific results were received:

1. The analysis of a current state and justification of the perspective scientific and technical directions of development of methods of the analysis and synthesis of motor and transmission installations of the RKK mobile units with use of the magnetoliquid hydrotransformer.
2. Development of new mathematical and physical models of magnetoliquid technical means for motor and transmission installations of the RKK mobile units.
3. Carrying out theoretical and pilot studies on creation of magnetoliquid technical means for operated motor and transmission installations of the RKK mobile units.

4. Justification and development of recommendations about use of new methods of the analysis and synthesis of motor and transmission installations of the RKK mobile unit.

Scientific novelty of the received results of researches consists in justification of the scientific and technical directions of improvement of methods of the analysis and synthesis of operated motor and transmission installations for special wheel chassis. Realization of the received results allows to improve technical indicators and operational characteristics of special wheel chassis without cardinal change of technological process of production.

Научно-методический аппарат выбора структуры и параметров магнитожидкостных тепловых труб системы обеспечения температурно-влажностного режима пункта боевого управления и связи

Борисов Р.Б.

ВА РВСН им. Петра Великого, г. Москва

Современные пункты боевого управления и связи (ПБУ и С) боевых ракетных комплексов включают в свой состав множество различных систем. Системы обеспечения температурно-влажностного режима (ТВР) в них имеют очень важное значение. Их функционирование обеспечивает комфортные условия работы личного состава, требуемые температурные режимы работы аппаратуры и оборудования, т.е. влияет на эффективность выполнения боевой задачи. Поэтому разработчики постоянно совершенствуют системы обеспечения ТВР в соответствии с уровнем развития науки и техники. Большие перспективы в этом направлении открывает применение магнитожидкостных тепловых труб (МЖТТ), т.е. тепловых труб с магнитной рабочей жидкостью.

В составе системы обеспечения ТВР предлагается использовать конструкцию МЖТТ, защищенную патентом № 2433368 РФ, МПК F28D15/00. От обычной тепловой трубы МЖТТ отличается капиллярной структурой, в состав которой входит электромагнитный артериальный фитиль. Она позволяет существенно увеличить максимальную плотность теплового потока в трубе за счет применения магнитожидкостных механизмов повышения теплоотдачи и уменьшения капиллярного ограничения при работе тепловых труб.

В соответствии с данной конструкцией разработана математическая модель МЖТТ, которая позволила учесть эффект воздействия неоднородного магнитного поля на магнитную жидкость и с учетом новых механизмов повышения теплоотдачи при фазовых превращениях магнитных жидкостей. В математической модели МЖТТ при определении потерь давления учитывается компенсирующая сила

воздействия неоднородного магнитного поля на магнитную жидкость, создающая в фитиле дополнительный перепад давлений. Математическая модель МЖТТ представляет собой соотношение, которое позволяет рассчитывать рабочие характеристики тепловой трубы при заданных геометрических размерах тепловой трубы и капиллярной структуры. С использованием математической модели МЖТТ разработана методика обоснования выбора структуры и параметров МЖТТ. Методика предназначена для обоснования выбора структуры и параметров МЖТТ и проведения теоретических исследований эффективности МЖТТ в составе системы обеспечения ТВР.

Применение данной методики показывает, что благодаря применению магнитожидкостных механизмов повышения теплоотдачи теплопередающие возможности тепловых труб могут быть увеличены в 2,4..4,0 раза (например, плотность теплового потока с 500 Вт/(м²·К) до 2000 Вт/(м²·К) при прочих равных условиях).

Scientific and methodical device of a choice of structure and parameters of magnetoliquid thermal pipes of system of providing a temperature and moist mode of point of fighting management and communication

Borisov R.B.

RVSN of Peter the Great, Moscow

Modern points of fighting management and communication (PBU and S) of fighting missile systems include a set of various systems in the structure. Systems of providing the temperature and moist mode (TMM) in them have very much importance. Their functioning provides comfortable operating conditions of the staff, demanded temperature operating modes of the equipment and the equipment, i.e. influences efficiency of performance of a fighting task. Therefore developers constantly improve systems of providing TVR according to a science and equipment level of development. Big prospects in this direction are opened by application of magnetoliquid thermal pipes (MZhTT), i.e. thermal pipes with magnetic working liquid.

As a part of system of providing TVR it is offered to use the design of MZhTT protected by the patent No. 2433368 Russian Federation, MPK F28D15/00. From usual thermal pipe MZhTT differs capillary structure which structure includes an electromagnetic arterial match. She allows to increase significantly the maximum density of a thermal stream in a pipe at the expense of use of magnetoliquid mechanisms of increase of a thermolysis and reduction of capillary restriction during the work of thermal pipes.

According to this design the MZhTT mathematical model which allowed to consider effect of influence of a non-uniform magnetic field on magnetic liquid and taking into account new mechanisms of increase of a thermolysis

at phase transformations of magnetic liquids is developed. In the MZhTT mathematical model at definition of losses of pressure the compensating force of influence of a non-uniform magnetic field on the magnetic liquid, creating in a match additional difference of pressure is considered. The MZhTT mathematical model represents a ratio which allows to count performance data of a thermal pipe at the set geometrical sizes of a thermal pipe and capillary structure. With use of the MZhTT mathematical model the technique of justification of a choice of structure and the MZhTT parameters is developed. The technique is intended for justification of a choice of structure and the MZhTT parameters and carrying out theoretical researches of efficiency of MZhTT as a part of system of providing TVR.

Application of this technique shows that thanks to use of magnetoliquid mechanisms of increase of a thermolysis heat-transmitting opportunities of thermal pipes can be increased in 2,4. 4,0 times (for example, density of a thermal stream is $500 \text{ W} / (\text{m}^2 \cdot \text{K})$ to $2000 \text{ W} / (\text{m}^2 \cdot \text{K})$ other things being equal).

Создание системы постоянного неинвазивного мониторинга состояния человека

Боярский Г.Г.
МАИ, г. Москва

В работе рассматривается возможность создания комплекса, осуществляющего неинвазивный контроль, за общим состоянием человека, с последующей обработкой данных и созданием персональной картины жизнедеятельности человека в условиях как космического полета, так и на Земле.

Предполагается создание прибора ведущего, постоянный замер, обработку данных и последующее выведение основных параметров жизнедеятельности.

Основными параметрами жизнедеятельности человека являются температура тела, кровяное давление, пульс, содержание кислорода в крови. Эти данные дают общую картину состояния человека. При серьезных отклонениях этих параметров от нормы, человек будет подвержен не только опасности осложнений здоровья, но и в совершении ошибок в процессе своей деятельности.

Помимо этих данных предполагается рассматривать и такие параметры среды, как внешнее атмосферное давление и температура. Отслеживание этих показателей мотивировано тем, что они имеют непосредственное влияние на параметры жизнедеятельности организма.

Но не только «чистые» показатели указывают на состояния организма и возможные проблемы.

Большую роль играет динамика прироста тех или иных параметров. Поэтому, для анализа и осуществления «прогноза», при обработке, будут вычисляться скорость и ускорение прироста(или убывание) снимаемых показателей.

Всеобщее известно, что для каждого человека, нормальным является абсолютно индивидуальный комплекс выше перечисленных параметров внутренней и внешней среды. Поэтому, при настройке комплекса будет использоваться предварительная калибровка, которая позволит выявить опасную область параметров и даст возможность провести профилактические действия, или даже осуществить госпитализацию пациента.

В связи с этим на данном этапе работы стоят следующие задачи:

Разработка системы, ведущей постоянный неинвазивный контроль насыщенности крови кислородом, температуры тела и окружающей среды, кровяного и атмосферного давления, пульса.

Выработка методики раннего оповещения отклонений в при помощи постоянного анализа состояния человека и нахождении закономерностей в его самочувствии.

Предполагается рациональным применение системы в лечебном процессе, путем улучшения и осуществления непрерывного контроля за состоянием больного.

**Creating a system of continuous non-invasive monitor the status
of the person
Boyarsky G.G.
MAI, Moscow**

In this paper the possibility of creating complex , performing a non-invasive monitoring , the overall health of a person , followed by treatment of the data and the creation of a personalized picture of human activity in conditions like space flight and on the ground .

The device is supposed to create a leading , constant measurement , data processing and the subsequent removal of the basic parameters of life.

The main parameters of human life are the body temperature, blood pressure, pulse, oxygen content in the blood. These data give an overall picture of the human condition . For serious deviations from the norm of these parameters , the person will be exposed to the danger of complications not only health, but also to make mistakes in their work .

Apart from these data assumed to consider environment and parameters such as the external atmospheric pressure and temperature. Monitoring these indicators is motivated by the fact that they have a direct effect on the parameters of functioning of the body .

But not only "pure" indicators point to a body condition and possible problems.

Plays an important role dynamics of growth of certain parameters. Therefore, for the analysis and implementation of the "prediction", the processing will be calculated velocity and acceleration of increase (or decrease) the indices are .

Universally known that for each person, is absolutely normal individual set the above parameters of the internal and external environment . Therefore, when you set up the complex will be used by pre-calibration, which will reveal a dangerous region of parameters and provide an opportunity to preventive action, or even make the patient's hospitalization.

In this regard, at this stage of the following tasks:

Development of the system, leading to a permanent non-invasive monitoring

blood oxygen saturation, body temperature and ambient

Blood and atmospheric pressure, pulse.

Developing a methodology for early warning of deviations in well-being by means of direct analysis of the rights and finding patterns in his state of health.

It is assumed a rational application of the system in the treatment process, by improving and continuous monitoring of the patient.

Научно-методический аппарат выбора структуры, состава и параметров большегрузных транспортных агрегатов ракетных и ракетно-космических комплексов с применением модульного принципа их создания

Буланов С.В., Драгун Д.К., Сова А.Н.

МАДИ, г. Москва

Научно-методический аппарат направлен на улучшение кинематических характеристик криволинейного движения, тягово-скоростных и сцепных характеристик большегрузных транспортных агрегатов ракетных и ракетно-космических комплексов с применением модульного принципа их создания. Научной задачей является обоснование и разработка научно-методического аппарата выбора структуры, состава и параметров большегрузных транспортных агрегатов ракетных и ракетно-космических комплексов с применением модульного принципа создания, обеспечивающего улучшение их управляемости, тягово-динамических и скоростных свойств. Объектом исследования являются большегрузные транспортные агрегаты ракетных и ракетно-космических комплексов с применением модульного принципа их создания. Предметом исследования являются функциональные взаимосвязи между кинематическими

характеристиками криволинейного движения, тягово-скоростными и сцепными характеристиками и параметрами большегрузных транспортных агрегатов ракетных и ракетно-космических комплексов с применением модульного принципа их создания.

Выполнен анализ известного научно-методического аппарата и существующих технических решений создания большегрузных транспортных агрегатов ракетных и ракетно-космических комплексов с применением модульного принципа. Разработан комплекс математических моделей динамики криволинейного и прямолинейного движения большегрузных транспортных агрегатов ракетных и ракетно-космических комплексов с применением модульного принципа их создания. Разработана методика выбора структуры, состава и параметров большегрузных транспортных агрегатов ракетных и ракетно-космических комплексов с применением модульного принципа их создания. Получены результаты экспериментальных исследований динамики криволинейного и прямолинейного движения физической модели конструкции самоходного модуля для большегрузных транспортных агрегатов ракетных и ракетно-космических комплексов

The scientific and methodical device of a choice of structure, structure and parameters of heavy-load transport units of missile and space-rocket systems with application of the modular principle of their creation

Bulanov S.V., Dragun D.K., Sova A.N.

MADI, Moscow

The scientific and methodical device is directed on improvement of kinematic characteristics of curvilinear movement, traction and high-speed and coupling characteristics of heavy-load transport units of missile and space-rocket systems with application of the modular principle of their creation. Scientific task is justification and development of the scientific and methodical device of a choice of structure, structure and parameters of heavy-load transport units of missile and space-rocket systems with application of the modular principle of the creation providing improvement of their controllability, traction and dynamic and high-speed properties. Object of research are heavy-load transport units of missile and space-rocket systems with application of the modular principle of their creation. Object of research are functional interrelations between kinematic characteristics of curvilinear movement, traction and high-speed and coupling characteristics and parameters of heavy-load transport units of missile and space-rocket systems with application of the modular principle of their creation.

The analysis of the known scientific and methodical device and existing technical solutions of creation of heavy-load transport units of missile and space-rocket systems with application of the modular principle is made. The

complex of mathematical models of dynamics of curvilinear and rectilinear movement of heavy-load transport units of missile and space-rocket systems with application of the modular principle of their creation is developed. The technique of a choice of structure, structure and parameters of heavy-load transport units of missile and space-rocket systems with application of the modular principle of their creation is developed. Results of pilot studies of dynamics of curvilinear and rectilinear movement of physical model of a design of the self-propelled module for heavy-load transport units of missile and space-rocket systems are received.

Анализ формирования рельефа ледяной поверхности Европы и моделирование движения крибота

Бутенко А.Э., Ерохина О.С.

МИЭМ НИУ ВШЭ, ИКИ РАН, г. Москва

В настоящее время большой интерес представляют исследования ледяных космических объектов. К ним относится спутник Юпитера Европа, ледяная поверхность которой покрыта системой полос, линз и хребтов.

Для исследования подледного пространства ледяных космических объектов в будущих космических миссиях одной из задач стоит проблема создания исследовательского аппарата, способного проникнуть под лед, а также выбора места посадки этого исследовательского аппарата. Для выбора возможного места посадки аппарата проводится анализ формирования рельефа на поверхности Европы. Проведенный анализ показал, что сжатие, растяжение, и изгиб могут быть причиной, вызывающей формирование того или иного типа рельефа на поверхности Европы. Было проведено компьютерное моделирование методом конечных элементов (МКЭ), для прогнозирования образования дефектов, возникающих в результате такого воздействия.

Также рассматривается вопрос моделирования движения крибота сквозь ледяной пласт: рассматривается изучение движения зонда в условиях низкого давления; изучение скважины, образующейся в ходе движения зонда (закроется ли она или нет); изучение влияния рабочих параметров прибора на процесс протаивания; а также оценка скорости проникновения прибора под лед. В данной работе предлагается методика, основанная на вязкоупругой теории и теории «твердой воды» для оценки скорости движения зонда и изучения процесса протаивания. Основываясь на этой методике, авторы рассматривают несколько вариантов движения прибора, оценивают его скорость, изучают и обсуждают влияние различных факторов, а также предлагают простой способ оптимизации параметров прибора.

Analysis of Europa's relief formation and melting probe's movement

Butenko A.E, Erokhina O.S.

MIEM NRU HSE, SRI RAS, Moscow

Nowadays planetary bodies' studies are of the great interest. First of all, such space objects are the icy moons of the giant planets like Jupiter and Saturn. Of particular interest is the relatively smooth Europa's surface that is covered by a bands system, valleys, and ridges.

To study the planetary icy body in future space missions, one of the problems to solve is the problem of design of a special device, capable to penetrate through the ice, as well as the choice of the landing site of this probe. To select possible landing site analysis of the Europa's surface relief formation is studied. This analysis showed that the compression, extending, shearing, and bending can influence on some arbitrarily separated section of Europe's icy surface. The computer simulation with finite element method (FEM) was performed to see, what types of defects could arise from such effects.

Also the problem of melting probe movement through the ice is considered: how the probe will move in low gravity and low atmospheric pressure; whether the hole formed in the ice will be closed when the probe penetrates far enough or not; what is the influence of the probe's characteristics on the melting process; what would be the order of magnitude of the penetration velocity. This study explores the technique based on elasto-plastic theory and so-called "solid water" theory to estimate the melting velocity and to study the melting process. Based on this technique, several cases of melting probe motion are considered, the velocity of the melting probe is estimated, the influence of different factors are studied and discussed, and an easy way to optimize the parameters of the probe is proposed.

Построение рациональной системы летательных аппаратов методом поиска глобального экстремума

Балык В.М., Веденков К.В., Кулакова Р.Д.

МАИ, г. Москва

Построение системы ЛА оптимального типажа может быть осуществлено множеством различных способов, среди которых можно выделить следующие два полярных подхода: в первом случае под каждую целевую задачу разрабатывается специализированный ЛА, в результате чего формируется система специализированных ЛА, во втором случае разрабатывается универсальный ЛА, способный решить все заданные целевые задачи. При этом требуется правильное определение расчетной задачи, определяющей оптимальность

параметров ЛА, что является весьма сложной проблемой. Более того, такая расчетная задача может и не существовать. Как правило, оба полярных подхода приводят к неоптимальным по стоимости вариантам систем ЛА, а системой ЛА оптимального типажа оказывается некоторый промежуточный вариант, в котором ограниченное число типов ЛА, меньшее количества целевых задач, оптимальным образом распределяет между собой целевые задачи.

В докладе рассматривается один из перспективных подходов к построению системы летательных аппаратов (ЛА) оптимального типажа. Особенностью данного подхода является то, что здесь в отличие от морфологических и комбинаторных методов используются принципы статистического синтеза сложных систем по которым можно идентифицировать также системы КР. Как следствие этого, для методов построенных на статистическом синтезе не требуется заранее задавать множество допустимых структур систем ЛА, так как эти структуры формализованным образом генерируются по заданному критерию оптимальности систем ЛА.

В работе показывается, что любой промежуточный вариант системы ЛА определяется точностью типажирования, которая в практике проектирования задается директивным образом. В настоящей работе такая точность не задается, а вычисляется по формализованному алгоритму. Алгоритм построен на принципах статистического синтеза сложных систем, согласно которым формируется обратная статистическая выборка, по которой восстанавливается обратная функция в которой аргументом является показатель качества, например стоимость системы ЛА, а значение функции соответствует точности типажирования. Таким образом система ЛА оптимального типажа формируется как результат глобального поиска экстремума функции: «точность типажирования-стоимость».

Приводятся результаты решения: глобальной задачи доставки заданного набора полезных нагрузок на заданную дальность с заданным числом пусков.

The construction of a rational system of aircraft by searching the global extremum

Balik V.M., Vedenkov K.V., Kulakova R.D.
MAI, Moscow

Building a system of aircraft (AC) optimal facial features can be implemented in many different ways , among which are the following two polar approaches : in the first case under each target to develop specialized aircraft , resulting in the formation of a system of specialized aircraft , in the second case developed versatile aircraft , able to solve all set targets. This

requires a proper definition of the design problem, which determines the optimal parameters of the aircraft, which is a very difficult problem. Moreover, such a design problem may not exist. As a rule, the two polar approaches lead to sub-optimal cost options for the aircraft systems, and aircraft system optimal facial features is an intermediate option, in which a limited number of types of aircraft, a smaller number of targets optimally allocate among themselves the targets.

The report examines one of the most promising approaches to the construction of AC of the optimal facial features. A feature of this approach is the fact that here, in contrast to the morphological and combinatorial methods using the principles of statistical synthesis of complex systems can also identify the RC system. As a consequence, for the methods built on a statistical synthesis is not required to specify in advance a set of admissible systems of aircraft structures, as these structures are generated by a formalized way to a criterion of optimality systems of aircraft. In this paper we show that any interim version of the aircraft to the accuracy typing, which is the practice of designing policy is set properly. In this paper, such precision is not specified it is calculated on the formalized algorithm. The algorithm is built on the principles of statistical synthesis of complex systems, which is formed according to the inverse statistical sampling, which is restored by the inverse function in which the argument is a quality indicator, such as the cost of the aircraft, and the value of the function corresponds to the way the system accuracy typing. This type of LA optimal facial features formed as a result of global maximum function: "accuracy typing - value." Results of solutions: global delivery tasks given set of payloads to a given distance from a given number of starts

Способы моделирования слива топлива из баков ракет-носителей с помощью ANSYS CFX

Весков Е.В.

КБ «Южное», г. Днепропетровск, Украина

Решение задачи о сливе топлива из баков ракет-носителей чрезвычайно важно для определения минимальных остатков топлива. Остатки определяются количеством топлива, оставшегося в баке и расходной магистрали в момент попадания газа наддува в жидкостной ракетный двигатель.

Газ наддува попадает в сливную магистраль из топливных баков ЛА через сливное отверстие на этапе полного опорожнения баков и «провала» свободной поверхности топлива вследствие воронкообразования. При этом, критический уровень топлива, при котором происходит прорыв газа в сливную магистраль, во многом определяется конструкцией сливного отверстия, а также числом Фруда.

Образование газожидкостной смеси связано со столкновением движущейся по расходной магистрали свободной поверхности топлива со струей топлива, формирующейся в результате стекания остатков топлива с днища бака в расходную магистраль. В результате этого столкновения происходит захват газа наддува и проникновение его в топливо вместе с падающей струей.

Остатки топлива в баке и расходной магистрали определялись путем численного моделирования процесса слива в ANSYS CFX.

Для решения задачи использовалась комбинация метода расчета течения непрерывных многофазных сред со свободными поверхностями (Volume of Fluid) с методом расчета течения многофазных полидисперсных сред, в котором непрерывной является жидкая фаза, а газообразная представлена набором пузырьков различных размеров (MUltiple Size Group model).

До момента проникновения струи, сливающейся из бака, под свободную поверхность топлива в магистрали расчет проводится методом VOF, для расчета течения газожидкостной смеси в расходной магистрали используется метод MUSIG.

Выполнено сравнение результатов расчетов с результатами экспериментов. Результаты расчетов хорошо согласуются с экспериментальными данными.

Methods of detanking from the tanks of launch vehicles simulation by the instrumentality of ANSYS CFX

Vieskov I.V.

Yuzhnoye State Design Office, Dnepropetrovsk, Ukraine

The solution of the task of propellant unloading from the tanks of launch vehicles is extremely important to determine the minimal propellant residuals. The residuals are determined amount of fuel remaining in the tank and the feed line when the pressurization gas enters in the liquid -propellant rocket engine.

The pressurization gas gets into the feed line from the fuel tank of the aircraft through the drain hole at the stage of complete emptying of tanks and the "failure" of the free surface of the fuel due to the formation of the funnel. As this takes place, the critical level of fuel when the gas bursts out into the drain line is largely determined by the drain hole structure and the Froude number. The formation of a gas-liquid mixture is due to the collision of the discharge jet from the tank with the surface of the fuel in the feed line. The entrapment of the pressurization gas and its penetration into the fuel with the discharge jet are the results of this collision.

The propellant residuals in the tank and the feed line were determined by numerical simulation of the detanking process in ANSYS CFX.

To solve the task a combination of the method of calculating the current of continuous multiphase medium with free surfaces (Volume of Fluid) with the method of calculation of the current of multiphase polydisperse medium, where a liquid phase is continuous and a gaseous one is represented by a set of bubbles of different sizes (MUltiple SIze Group model), was used.

Until the moment of penetration of the discharge jet from the tank at the free surface of the fuel in the feed line, the calculation is carried out by the method of VOF, to calculate the current of a gas-liquid mixture in the feed line the method of MUSIG is used.

The achieved results are compared with experimental results. The results of the calculation correlate well with the experimental data.

Исследование влияния ортотропии материала цилиндрической оболочки на напряженное состояние при экстремальных нагрузках и нагреве

Бу Ба Зуи, Сафронов П.А.
МАИ, г. Москва

Рассматриваются две задачи о напряженно-деформированном состоянии физически ортотропных цилиндрических оболочек: термоупругая и силовая.

В первой задаче исследуются максимальные напряжения в зоне локализованного температурного поля, представленные в виде диаграмм максимальных напряжений в зависимости от показателя ортотропии материала оболочки. Диаграммы представлены для случаев локального распределения по поверхности температуры и при осесимметричном температурном поле, локализованном только вдоль образующей ортотропной оболочки. Обсуждается ортотропия как механических (модули упругости, коэффициенты Пуассона), так и физических (коэффициенты линейного температурного расширения) характеристик материала.

Во второй задаче исследуется влияние на напряженное состояние оболочки двух факторов: степени ортотропии материала оболочки конечной длины и условий ее закрепления.

Выявлено чрезвычайно сильное влияние показателя ортотропии на величину перемещений и напряжений. Такая информация может оказаться полезной при создании материала для высокотемпературных установок и других оптимальных конструкций.

Литература.

1. Образцов И.Ф., Нерубайло Б.В., Андрианов И.В. Асимптотические методы в строительной механике тонкостенных конструкций. М., “Машиностроение”. 1991.-416 с.

2. Нерубайло Б.В. Ортоотропная цилиндрическая оболочка при действии локальной нагрузки. Прикладная механика. Том XV, вып 6, Киев, 1979.С. 40-48

3. Образцов И.Ф., Нерубайло Б.В. Об одном классе решений краевых задач для термоупругих анизотропных оболочек. Докл.АН СССР.1986.Т.291.№2.С.306-309.

4. Goodier J.N. On the Integration of the Thermo Elastic Equations. Phil. Mag.1937.-23.N.157.-P.1017-1032.

5. Федик И. И. Ядерно-космическая энергетика. Приборы и системы. 2000. №3. С.6 -8.

6. Нерубайло Б.В. Локальные задачи прочности цилиндрических оболочек. М., “Машиностроение”. 1983. 248 с.

7. Образцов И.Ф., Нерубайло Б.В. О методах синтеза напряженного состояния в теории оболочек. Докл.АН СССР.1983.Т.269.№1.С.54-56.

8. Нерубайло Б.В. Краевые задачи для физически ортоотропных цилиндрических оболочек.Известия АН СССР. МТТ. 1990. № 3. С.124-131.

Прогнозирование функционирования перспективной системы обеспечения газового состава для длительных пилотируемых автономных космических полетов

Глебов И.В.¹, Романов С.Ю.¹, Железняков А.Г.¹, Рябкин А.М.¹,
Курмазенко Э.А.², Хабаровский Н.Н.²

¹РКК «Энергия», г. Королёв; ²НИИхиммаш, г. Москва

В докладе рассматриваются вопросы прогнозирования функционирования перспективной системы обеспечения газового состава (СОГС) пилотируемого космического аппарата (ПКА), разрабатываемой для длительных автономных космических полетов с учетом особенностей их реализации в условиях, которые существенно отличаются от околоземных орбитальных полетов.

Безотказное функционирование регенерационных СОГС в данных условиях должно быть обеспечено при минимальном количестве расходуемых элементов и частей, что предопределяет необходимость прогнозирования функционирования на всех этапах проектирования и экспериментальной отработки. При этом должен быть проведен анализ возможных нештатных ситуаций с целью идентификации вероятных отказов и выработаны рекомендации экипажу по их устранению.

При проведении анализа на стадии проектирования основным методом исследования является применение метода имитационного моделирования, позволяющего не только описать функционирование отдельной системы на уровне реализуемых процессов, но и рассмотреть возможные алгоритмы управления и идентификации отказов.

Рассматриваемая имитационная модель прогнозирования функционирования СОГС включает:

- модели subsystem генерации кислорода, удаления, концентрирования и переработки диоксида углерода, удаления микропримесей;
- модели бортовых систем терморегулирования и энергообеспечения;
- модели звеньев внешней по отношению к СОГС среды, таких как «экипаж» и газовая атмосфера ПКА.

В докладе рассмотрен подход к составлению формализованных описаний отдельных составляющих имитационной модели прогнозирования функционирования СОГС и вопросы программной реализации модели.

Приведены результаты предварительных вычислительных экспериментов на разработанной модели.

A Perspective Air Revitalization System Functions Intended for Long-Term Autonomous Manned Space Flights

Glebov I.V.¹, Romanov S.Yu.¹, Zheleznyakov A.G.¹, Ryabkin A.M.¹,
Kurmazenko E.A.², Khabarovsiy N.N.²
¹RSC “Energia”, Korolev; ²NIChimmash, Moscow

The paper deals with the forecasting questions of the perspective manned spacecraft air revitalization system (ARS) functioning for long-term autonomous space flights, taking into account features of their development in conditions significantly differ from near-Earth orbital missions.

In these conditions trouble-free operation of regeneration ARS has to be provided at the minimum amount of consumable items and parts, that predetermines need for operation forecasting at all design stages and experimental testing. In this case, possible emergency situations should be analyzed in order to identify possible failures and make recommendations for crew for their elimination.

During the analysis at the design stage the main research method is a simulation method, which allows not only to describe the functioning of a single system at the level of realized processes, but also to consider possible management and failures identification algorithms.

The considered simulation model of ARS functioning forecasting includes:

- oxygen generating, removal, concentration and processing of carbon dioxide and microimpurity removal subsystems models;
- models of thermal regulation and power supply spacecraft`s systems;
- models of ARS` external environment elements, such as the "crew" and the gas atmosphere of manned spacecraft.

The approach to the compilation of formalized descriptions of the ARS simulation model individual components and questions of program realization of model are considered in the paper.

The results of preliminary computational experiments on the developed model are shown.

Летный демонстратор инновационных технологий

Давыдов П.А.

ЦНИИмаш, г. Королев

Для отработки новых технологий, материалов, проектно-конструкторских решений, в том числе, в части ракетных двигателей с высоким уровнем надежности, безопасности (безаварийности) и низкой стоимостью изготовления, новых композиционных материалов и легких сплавов в конструкциях сухих отсеков и топливных баков и минимизации рисков при их внедрении, как показывает мировой опыт, одной из приоритетных задач является создание летного демонстратора инновационных технологий – РКН сверхлегкого класса (СЛК) нового поколения. Отработка таких решений на демонстраторе минимальной размерности позволит существенно снизить риски при создании отечественных РКН нового поколения всех классов. Внедрение инновационных технологий позволит получить не только высокие показатели конструктивного совершенства, но и снизить трудоемкость изготовления и, как следствие, стоимость пуска РКН.

Также это позволит создать конкурентоспособную РКН СЛК с высокими показателями надежности и оперативности, решающую ряд целевых задач по выведению фемто, пико, нано, микро, мини и малых космических аппаратов, разрабатываемых по федеральным и коммерческим космическим программам.

Мировой опыт указывает на целесообразность ориентации на ЖРД, в том числе упрощённых схем (без дожигания генераторного газа, безгазогенераторная схема) и с умеренным уровнем параметров. При этом предполагается применение принципиально новых конструкционных материалов, технологий, систем управления, конструктивных схем основных агрегатов. Так, в США отработка таких решений проводилась на летном демонстраторе минимальной размерности «Falcon-1», далее этот опыт использовался при разработке РКН более тяжелых классов семейства «Falcon». Так же, в рамках семейства «Falcon», ведется летная отработка многоразовой первой ступени с вертикальной посадкой.

Об одном подходе к комплексному параметрическому анализу и многокритериальной оптимизации на основе оперативного планирования эффективности целевого функционирования космических систем наблюдения и связи

Дарных В.В.
МАИ, г. Москва

Проектирование современных космических систем наблюдения (КСН) и космических систем связи (КСС) (направлено на многофункциональность их целевого применения, то есть предоставления потребителям (пользователям, потребителям, заказчикам и т.д.) широкого спектра услуг и информации, например: получения снимков территорий земной поверхности или локальных объектов в различных спектральных диапазонах с требуемым разрешением в нужное время суток, в любых метеоусловиях и при любой освещенности, обеспечения персональной спутниковой связью или передачей данных между различными абонентами с широкой географией в мобильном или фиксированном режиме с требуемой оперативностью по времени, трансляции данных через низкоорбитальную сеть спутниковой связи с космических аппаратов (КА), расположенных на более высоких орбитах и иных услуг.

В этой связи эффективность целевого функционирования КСН и КСС определяется по нескольким показателям, которые, в свою очередь, зависят от: количественного состава и пространственного расположения орбитальной группировки систем, в которых КА могут располагаться в различных и разновысотных плоскостях; параметров бортовой целевой аппаратуры КА и оперативных планов ее целевого функционирования, координирующих работу всей группировки с учетом технических возможностей; факторов внешней среды; интересов менеджеров системы и потребителей целевой информации; стоимостных и экономических ограничений. Для повышения эффективности целевого функционирования КСН и КСС по нескольким показателям требуется решить проблему многокритериальной оптимизации и связанных с ней ряд частных задач. Таким образом, все указанные обстоятельства позволяют говорить об актуальной научно-технической проблеме многокритериальной оптимизации эффективности целевого функционирования орбитальных группировок многофункциональных и многоспутниковых КСН и КСС.

Цель доклада – демонстрация работы специализированного прикладного программно-математического обеспечения, позволяющего проводить комплексное моделирование и параметрический анализ процессов целевого функционирования КСН и КСС и решать задачи оптимизации эффективности их целевого функционирования по

нескольким показателям (в том числе построения орбитальных группировок) на основе оперативного планирования целевых операций на любом наперед заданном временном интервале.

В докладе приводятся и обсуждаются примеры решения модельных задач оптимизации и параметрического анализа эффективности целевого функционирования некоторых многоспутниковых КСН и КСС.

Доклад подготовлен с использованием результатов научных исследований, проводимых авторами при поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (гранты № 11-08-01278-а и № 13-08-01381-а).

Трехмерное моделирование тепловых процессов в системе «человек – окружающая среда»

Евтушенко Н.Н., Хромова И.В.
НГТУ, г. Новосибирск

Применение трехмерного моделирования тепловых процессов в проведении исследований систем защиты человека от воздействия экстремальных температур предоставляет возможность визуально оценить взаимное влияние факторов внешней среды с учетом времени и интерпретировать полученные результаты.

Разработанная ранее методика позволила установить закономерности процесса тепломассообмена в системе «человек – окружающая среда» с учетом внутренних источников тепла, конвективного переноса тепла теплоносителем, теплофизических свойств и размеров расчетных элементов в широком диапазоне параметров. Результатами являются средние теплофизические параметры и коэффициенты для расчетных слоев и элементов в следствии того, что методика позволяет задавать усредненные теплофизические свойства и геометрические формы. Неудобный режим ввода-вывода данных и обработки результатов, а также невозможность расчета локальных тепловых параметров расчетных элементов и слоев ставят задачу дальнейшей модернизации существующей методики.

Модернизацией является разработка 3D-модели системы «человек – окружающая среда» в программном комплексе метода конечных элементов. Трехмерное моделирование позволяет построить более точные геометрические формы, произвести комплексные расчеты всех тепловых процессов в системе «человек – окружающая среда» в широком диапазоне параметров с возможностью задавать и менять теплофизические свойства расчетных элементов, параметров окружающей среды и граничных условий.

Реализация поставленной задачи 3D-моделирования дает широкие возможности для описания природы сложного теплообмена и

исследования локальных тепловых процессов в системе «человек – окружающая среда». Полученные результаты позволят дополнить проведенные ранее эксперименты в области разработки систем жизнеобеспечения компьютерными исследованиями. Анализ результатов дает возможность качественно и количественно оценить влияние отдельных процессов сложного теплообмена на функционирование системы «человек – окружающая среда», получить локальные теплофизические параметры внутри элементов, между ними и на границе с окружающей средой. Позволяет определять границы проводимых экспериментов и создавать модельные тренажеры для отработки экстремальных ситуаций, связанных с переохлаждением и перегревом, а так же оптимизировать элементы индивидуальных средств защиты от воздействия неблагоприятных температурных условий.

Three-dimensional modeling of thermal processes in the “Person-In-Environment” System

Evtushenko N.N., Khromova I.V.
NSTU, Novosibirsk

Applying three-dimensional modeling of heat processes for research of systems of a person protection against extreme temperatures gives an opportunity to estimate visually mutual influence of environmental factors, taking the time into account, and to interpret the results received.

Research procedure and application developed at NSTU reveal consistent patterns of heat and mass exchange processes in the person-in-environment system considering internal heat sources, convective heat transfer by heat carrier, heat and physical properties and sizes of calculated elements in a wide range of parameters. The results are presented as average heat and physical parameters and coefficients for calculated layers and elements, as the procedure allows setting average heat and physical properties and geometric forms. The calculations' results are successfully used for 3D-modeling of the processes under investigation.

The 3D-model of person-in-environment system is developed in software package which applies finite element method calculation. It allows building more precise geometric forms, making complex calculation for all heat processes in person-in-environment system in a broad range of parameters with the opportunities to set and change heat and physical properties of calculated elements, environmental parameters and boundary conditions.

The 3D model of person-in-environment system will provide ample opportunities for description of complex heat exchange nature and for research of local heat processes in person-in-environment system. The received results will allow to complete the experiments carried earlier in the

sphere of development the supporting systems by computer-based data. The results analysis will provide qualitative and quantitative evaluation of influence of separate complex heat exchange processes on person-environment system functioning. It will also allow receiving local heat and physical parameters within the elements, between them, and on the boundary with environment. 3D-modeling provides the opportunities for identifying the frames of experiments carried out, helps to create model simulators for practicing extreme cases related to overcooling and overheating, and improve components of individual protective equipment against extreme temperature conditions.

Учет нелинейных свойств лейнера в проектировочном расчёте металлокомпозитного баллона высокого давления

Азаров А.В., Егоров А.В.

МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

Металлокомпозитные баллоны высокого давления (МК БВД), применяемые в ракетно-космической технике для хранения инертных газов, имеют коэффициент весовой эффективности $K_{эф} \geq 20$. Таких высоких показателей достигают благодаря применению оригинальных конструктивных схем, специальных технологий изготовления, компьютерных программ проектирования и расчёта.

Методы проектирования такого баллона, ориентированные на упрощённые расчётные схемы, приобретают большое значение, поскольку МК БВД имеет сложную многоэлементную конструкцию.

Одним из основных элементов МК БВД является металлический лейнер, предназначенный обеспечивать герметичность баллонов при статическом, циклическом и длительном нагружениях. Существует набор требований к лейнеру: газонепроницаемость, прочность, устойчивость, деформируемость, свариваемость. Указанные свойства определяют выбор материала лейнера, а также его форму и размеры. Именно проектировочные расчёты дают возможность назначать начальные параметры лейнера, которые впоследствии уточняют поверочными расчётами.

В данной работе предлагается вести проектировочный расчёт МК БВД с учётом реальной диаграммы деформирования материала лейнера, в частности, сплава алюминия АМГ-6. Быстрый алгоритм построен на основе метода последовательных нагружений, когда на каждом шаге нагружения решается задача идеальнопластического деформирования лейнера совместно с упругим деформированием композитной оболочки. При этом на каждом шаге нагружения вычисляют, в том числе, деформации в лейнере, а по ним из диаграммы деформирования находят соответствующие напряжения, используемые на следующем шаге. Для

удобства работы с экспериментально найденной диаграммой деформирования материала лайнера строится аппроксимирующая функция. Полученная аналитическая зависимость позволяет программно задавать связь напряжений и деформаций в лайнере.

Предложенная методика проектировочного расчёта МК БВД с нелинейной диаграммой деформирования лайнера реализована в виде компьютерной программы.

Taking into account nonlinear properties of a liner in design calculation of a metal-and-composite pressure vessel

Azarov A.V., Egorov A.V.

BMSTU, Moscow

Metal-and-composite pressure vessels (MCPV), which are used in the rocket and space engineering for inert gas storing, have weigh effectiveness factor $K_{ef} \geq 20$. Such high factors can be achieved owing to application of original construction arrangement, special manufacturing techniques, and design and calculation computer programmes.

Design methods of such vessel oriented to simplified analytical models assume greater importance, because MCPV has a complex multi-component structure.

One of the main members of the MCPV is a liner (metallic shell) aimed to secure leak proofness of the vessels at static, cyclic and continuous loading. The liner must fit a set of requirements: gas-tightness, strength, stability, deformability, weldability. The mentioned properties determine material selection for the liner, as well as its form and dimensions. It is design calculations that make it possible to set initial parameters of the liner. Subsequently the characteristic is defined more accurately by checking calculation.

We suggest carrying out design calculation of the MCPV taking into consideration real deformation curve of the liner material, aluminium alloy AMg-6 in particular. Quick algorithm is based on the method of sequential loadings when at every other loading we solved a task of perfectly plastic deformation of the liner simultaneously with elastic deformation of the composite shell. At the same time at every step of loading we also calculate deformations in the liner. By obtained data we find from deformation curve corresponding stress used at the next step. For the sake of usability of the experimentally found deformation curve of the liner material we plotted an approximating function. Obtained analytical dependence allows to programmatically specify relation between stress and deformation in the liner.

The suggested method of design calculation of MCPV with nonlinear deformation curve of the liner we implemented as a computer programme.

Научно-методический аппарат выбора структуры, состава и параметров комбинированной трансмиссии подвижных агрегатов ракетных и ракетно-космических комплексов с применением вентильно-индукторных электродвигателей

Варочко А.Г., Егоров О.В., Сова А.Н.

Филиал ФГУП «ЦЭНКИ» - «КБ «Мотор», МАДИ, г. Москва

Актуальность темы и решаемой научной задачи обусловлена повышением значимости разрешения противоречия между отсутствием обоснованного и разработанного теоретического и экспериментального научно-методического аппарата выбора структуры, состава и параметров комбинированной трансмиссии подвижных агрегатов ракетных и ракетно-космических комплексов с применением вентильно-индукторных электродвигателей и необходимостью создания подвижных агрегатов ракетных и ракетно-космических комплексов с применением комбинированных трансмиссий на базе вентильно-индукторных электродвигателей.

Целью проведенных исследований является улучшение тягово-динамических свойств подвижных агрегатов ракетных и ракетно-космических комплексов с применением комбинированных трансмиссий на базе вентильно-индукторных электродвигателей.

Для достижения цели исследований были разработаны следующие основные новые научные результаты: 1) методика обоснования выбора структуры состава и параметров комбинированных трансмиссий подвижных агрегатов ракетных и ракетно-космических комплексов с применением вентильно-индукторных электродвигателей; 2) математическая модель динамики системы «Опорная поверхность (микро- и макро-профиль) – колёсный ход – комбинированная трансмиссия с применением вентильно-индукторных электродвигателей – транспортируемый груз (оператор)»; 3) математическая модель управляемого вентильно-индукторного привода комбинированной трансмиссии подвижных агрегатов ракетных и ракетно-космических комплексов; 4) физическая модель управляемого вентильно-индукторного электродвигателя комбинированной трансмиссии подвижных агрегатов ракетных и ракетно-космических комплексов.

Научная новизна результатов исследований заключается в совершенствовании теоретических и экспериментальных основ создания полноприводных колесных шасси в части разработки научно-методического аппарата обоснования выбора структуры, состава и параметров комбинированных трансмиссий полноприводных колесных шасси на базе вентильно-индукторных электродвигателей.

Реализация полученных научных результатов позволит значительно улучшить технические и эксплуатационные характеристики, расширить

функциональные возможности подвижных агрегатов ракетных и ракетно-космических комплексов с применением специальных колесных шасси с комбинированными трансмиссиями на базе вентильно-индукторных электродвигателей.

The scientific and methodical device of a choice of structure, structure and parameters of the combined transmission of mobile units of missile and space-rocket systems with use of ventilno-inductor electric motors

Varochko A.G., Egorov O.V., Sova A.N.
FSUE TsENKI branch – “CB Motor”, MADI, Moscow

Relevance of a subject and solved scientific task is caused by increase of the importance of permission of a contradiction between lack of the proved and developed theoretical and test scientific and methodical apparatus of a choice of structure, structure and parameters of the combined transmission of mobile units of missile and space-rocket systems with use of ventilno-inductor electric motors and need of creation of mobile units of missile and space-rocket systems with application of the combined transmissions on the basis of ventilno-inductor electric motors.

The purpose of the conducted researches is improvement of traction and dynamic properties of mobile units of missile and space-rocket systems with application of the combined transmissions on the basis of ventilno-inductor electric motors.

The following main new scientific results were developed for achievement of the purpose of researches: 1) technique of justification of a choice of structure of structure and parameters of the combined transmissions of mobile units of missile and space-rocket systems with use of ventilno-inductor electric motors; 2) mathematical model of dynamics of "Basic Surface (Micro and Macro — a Profile) — a Wheel Course — the Combined Transmission with Use of Ventilno-inductor Electric Motors — the Transported Freight (Operator)" system; 3) mathematical model of the operated ventilno-inductor drive of the combined transmission of mobile units of missile and space-rocket systems; 4) physical model of the operated ventilno-inductor electric motor of the combined transmission of mobile units of missile and space-rocket systems.

Scientific novelty of results of researches consists in improvement of theoretical and experimental bases of creation of all-wheel drive wheel chassis regarding development of the scientific and methodical device of justification of a choice of structure, structure and parameters of the combined transmissions of all-wheel drive wheel chassis on the basis of ventilno-inductor electric motors.

Realization of the received scientific results will allow to improve considerably technical and operational characteristics, to expand functionality

of mobile units of missile and space-rocket systems with use of special wheel chassis with the combined transmissions on the basis of ventilno-inductor electric motors.

Проектирование траекторий космического аппарата с электроракетной двигательной установкой к точке либрации L1 системы Земля-Луна

Ельников Р.В.
МАИ, г. Москва

В докладе представлены основные результаты проектно-баллистического анализа проекта малого космического аппарата (МКА), оснащенного маршевой электроракетной двигательной установкой (ЭРДУ). Данный космический аппарат может быть предназначен для проведения научных исследований в окрестности коллинеарной точки либрации L1 системы Земля-Луна.

Для снижения стоимости данной космической миссии предполагается использовать попутное выведение обсуждаемого здесь МКА с одним из тяжелых космических аппаратов на эллиптическую орбиту искусственного спутника Земли (типа «Молния»). Данную орбиту будем называть опорной. Маршевая электроракетная двигательная установка МКА должна обеспечить его переход с опорной орбиты в коллинеарную точку либрации L1 с выравниванием геоцентрической скорости МКА и точки либрации.

Анализ движения МКА проводился от момента его схода с опорной орбиты. Участок выведения МКА на опорную орбиту с помощью ракеты-носителя и химического разгонного блока не рассматривался. Математическая модель движения МКА учитывает гравитационное воздействие от Земли, Луны и Солнца на КА, при этом Земля рассматривается как сжатый по полюсам сфероид. Для нахождения эфемерид небесных тел использовалась модель DE405

В результате определены основные проектно-баллистические характеристики МКА: потребная масса рабочего тела электроракетной двигательной установки, требуемое моторное время, суммарное время перелета, параметры движения МКА.

С помощью применения принципа максимума выявлены оптимальные законы управления вектором тяги ЭРДУ. Управление выбирается из условия обеспечения перелета МКА с опорной орбиты в точку L1 за минимальное время.

При расчете траектории предполагалось, что фазовые переменные МКА в каждый момент времени известны точно, а управление реализуется идеально.

Spacecraft trajectories design to the libration point L1 of Earth - Moon system with electric propulsion

Elnikov R.V.
MAI, Moscow

The main results of the project and ballistic analysis of the small spacecraft equipped with electric propulsion are presented. This spacecraft can be used for research in the vicinity of the collinear libration point L1 of the Earth-Moon system.

It is supposed to use the intermediate insertion of small spacecraft with the heavy spacecraft onto the elliptical orbit such as Molnia. This orbit is called the intermediate orbit. Electric propulsion should provide the spacecraft to transfer from the intermediate orbit to libration point L1 with equal geocentric velocity of the small spacecraft and libration point L1.

The trajectory analysis of small spacecraft was conducted from the time of start from the intermediate orbit. It is not considered the spacecraft insertion into the intermediate orbit with the use of launch vehicle and chemical upper stage.

The mathematical model of the small spacecraft is taken into account gravitational influence of the Earth, Moon and Sun on the spacecraft, and the earth is regarded as a compressed spheroid over the poles. DE 405 model is used in order to find the ephemeris of the celestial bodies.

As a result, the following key design and ballistics characteristics are identified: a) required fuel mass of the electric propulsion; b) required motor time; c) total time of flight and d) characteristics of the trajectory of the small spacecraft.

The thrust vector control of the electric propulsion is detected by the use of maximum principle. The control is chosen from the condition of ensuring of the flight from the intermediate orbit to the libration point L1 in minimal time.

When the trajectory is calculating, it is supposed that the phase variables of the small spacecraft in every moment are known accurately and the control is ideally realized.

Оптимизация характеристик орбит для непрямого перелета к точке либрации L2 системы Земля-Луна

Ефремова Е.В., Аксенов С.А., Данхем Д.У.
МИЭМ НИУ ВШЭ, г. Москва; KinetiX, США

В работе проведен анализ одной из возможных траектории для перелета к точке L2 системы Земля – Луна с двойным облетом Луны. Подобная траектория была впервые предложена и описана Д. Данхэмом [Dunham et al., 2012]. На протяжении миссии к аппарату применяются

четыре манёвра с включением двигателя: TTI (Transfer Trajectory Insertion), выводящий аппарат на собственную орбиту и являющийся третьей ступенью запуска, манёвр в точке S1 первого облёта Луны, манёвр OrbitNormal для компенсации отклонения плоскости траектории аппарата относительно плоскости эклиптики Земля-Луна, и манёвр в точке S2 второго облёта Луны. Точки S1 и S2 являются наиболее близкими к Луне точками траектории, и называются перицентрами рассматриваемой траектории. Проведённые исследования направлены на изучение влияния изменения координат точки S1 первого облёта Луны на миссию в целом. Для моделирования описанной траектории и проведения расчетов была разработана программа в среде GMAT. Выбирается система координат с началом координат в центре Луны. Ось X направлена от Земли к Луне, ось Y — по направлению движения Луны, ось Z — ортогонально плоскости XY, и дополняет систему до правой тройки. Начальные значения манёвра OrbitNormal и координаты точки S1 взяты из статьи [Dunham et al., 2012]. Анализ результатов показал, что взятая за основу исследования миссия [Dunham et al., 2012] может быть улучшена по ряду характеристик. Основными критериями оценки служили суммарный импульс на орбите в окрестности Луны, т.е., без учета импульса маневра TTI, время видимости аппарата при движении по участку траектории за орбитой Луны, количество запланированных манёвров с включением двигателя. Выяснено, что манёвр OrbitNormal не является обязательным, однако для некоторых траекторий отказ от него приводит к увеличению суммарного импульса [Ефремова, Аксенов, 2013]. Были найдены оптимальные значения координаты Z точки первого облета Луны, обеспечивающие:

- Минимальный импульс миссии ($Z=125$ км, $dV=349$ м/с, видимость = 9.2 суток),
- Максимальное время видимости ($Z=-56$ км, $dV=372$ м/с, видимость = 8.8 суток).

Optimization of features of the trajectory for indirect transfer to L2 Earth-Moon point

Efremova E.V., Aksenov S.A., Dunham D.U.
MIEM NRU "HSE", Moscow; KinetiX, USA

The paper contains the analysis of one of the possible trajectories for a transfer to L2 Earth-Moon libration point with double lunar swingby. The trajectory was first proposed and described by D. Dunham [Dunhametal., 2012]. There are four maneuvers with switched-on engines which are made by the spacecraft during the mission: TTI (TransferTrajectoryInsertion), which bring the spacecraft to its own orbit; a maneuver in the first lunar swingby point S1; OrbitNormal maneuver, which applies to compensate the

deviation between spacecraft's trajectory plain and the plain of the Earth-Moon ecliptic; and a maneuver in the second lunar swingby point S2. S1 and S2 points are the closest to the Moon points of trajectory, and are called as periapsises of the trajectory. The main goal of the researches was to analyze how the coordinates of S1 point influence on the mission in a whole. There was developed a software in GMAT toolkit for the simulation of the described trajectory. The coordinate system is chosen in such a way, that the origin of coordinates is placed in the center of the Moon, X coordinate axe directed from the Moon to the Earth, Y coordinate axe coincides with the direction of the Moon movement, Z coordinate axe is orthogonal to XY plane. The initial values of OrbitNormal maneuver impulse and S1 coordinate were taken from the paper [Dunhametal., 2012]. The analysis of the results showed, that taken as a basis trajectory can be improved by a number of parameters. The main evaluation criterions were: total impulse on the orbit in the Moon vicinity, i.e., impulse without TTI, visibility time of the spacecraft while it is moving on the trajectory behind the orbit of the Moon, and a number of planned maneuvers with switched-on engines. The analysis showed, that the OrbitNormal maneuver is not necessary, but for some trajectories abandonment of it leads to the total impulse increase [Efremova, Aksenov, 2013]. As the result of the researches there were found optimal values of Z coordinate of S1 point, which provide:

- Minimum impulse of the mission ($Z=125$ km, $dV=349$ m/s, visibility = 9.2 days);

- Maximum visibility time ($Z=-56$ km, $dV=372$ m/s, visibility = 8.8 days).

Определение параметров сверхпластичности алюминиевого сплава АМг6 на основе данных газовой формовки

Захарьев И.Ю.

МИЭМ НИУ ВШЭ, г. Москва

Газовая формовка в условиях сверхпластичности является прогрессивной технологией, позволяющей получать изделия сложной формы с использованием одной технологической операции. Разработка режимов давления сверхпластической формовки является сложной задачей, решение которой требует применения математического и компьютерного моделирования и учета требований к получаемому изделию и механических свойств формуемого материала.

Механические свойства сверхпластичных материалов отличаются повышенной скоростной чувствительностью интенсивности напряжения к скорости деформации, которая проявляется при формоизменении в узких скоростных диапазонах, зависящих от температуры формовки. Для построения модели механических свойств материала и определения

диапазонов сверхпластичности необходимо проведение серии механических экспериментов по горячему формоизменению образцов.

При традиционных испытаниях на одноосное растяжение-сжатие могут быть определены все необходимые параметры сверхпластичности материала. Однако, при осуществлении последующего компьютерного моделирования, эти данные обычно требуют уточнения. Более высокому уровню достоверности, должны отвечать испытания на двухосное деформирование.

Испытание на двухосное растяжение представляют собой, как правило, свободную формовку купола при заданном режиме давления. Интерпретация результатов таких испытаний является сложной задачей, решение которой предлагается проводить поэтапно с использованием имитационного моделирования процесса формовки для уточнения модели механических свойств. При этом первое приближение модели механических свойств можно получить с использованием опубликованных в литературе методик.

В работе получено первое приближение механических свойств сплава АМг6 на основе результатов испытаний по свободной формовки куполов с постоянным давлением. Испытания проводились для различных значений давления и времени формовки. Проведенный анализ позволил построить предварительную модель механических свойств сплава АМг6 и определить технологические режимы для дальнейших экспериментальных исследований.

Полученные результаты будут использованы в дальнейшей работе, целью которой является уточнение полученной оценки методом обратного анализа и построение адекватной модели механических свойств исследуемого сплава в условиях сверхпластичности. Это позволит в дальнейшем разработать и апробировать методику интерпретации результатов механических испытаний на двухосное растяжение в условиях горячей деформации.

Determination of parameters of superplastic aluminum alloy АМg6 based on gas forming

Zakhariev I.Yu.

МИЕМ HSE, Moscow

Gas forming in superplasticity is a progressive technology to produce metal works of complex shape with a single operation. Development pressure regimes superplastic forming is a complex task that requires the use of mathematical and computer modeling and accounting requirements to receive a product and the mechanical properties of the molded material.

Mechanical properties of superplastic materials have a high-speed sensitivity of the stress intensity to the strain rate, which manifests itself in

forming a narrow speed ranges, depending on the forming temperature. To make a model of the mechanical properties of the material and determine the range of superplasticity is necessary to conduct a series of mechanical experiments on hot formability of the samples.

Typically, when tested in uniaxial tension-compression can be defined all necessary parameters superplastic material. However, with the implementation of the subsequent simulation, the data usually should be clarified. A higher level of reliability shall comply test of biaxial deformation.

The biaxial stretching tests are a typically free dome for forming by a given pressure mode. Interpretation of the results of such tests is a challenging task, which is offered in stages using a simulation of the forming process to improve the model of the mechanical properties. In the first approximation model of the mechanical properties can be obtained by using the published literature procedures.

We obtain a first approximation of the mechanical properties of the AMg6 alloy based on the results of tests on the free forming domes with constant pressure. The tests were carried out for different values of pressure and molding time. The analysis allowed to build a preliminary model of the mechanical properties of the AMg6 alloy and identify process conditions for further experimental studies.

The results will be used in future work, the aim of which is to refine the estimate obtained by the method of inverse analysis and the construction of an adequate model of the mechanical properties of the alloy in the superplastic conditions. The results will be used in future work, the aim of which is to refine the estimate obtained by the method of inverse analysis and the construction of an adequate model of the mechanical properties of the alloy in the superplastic condition. The tests were conducted for different values of pressure and forming time. The analysis allowed to build a preliminary model of the mechanical properties of the alloy AMg6 and identify process conditions for further experimental studies.

Анализ существующих методов и способов разведения группы КА, выводимых одной РН

Иванова В.И.

КБ «Южное», г. Днепропетровск, Украина

В докладе сделан обзор открытой информации об осуществленных пусках ракет космического назначения (РКН), выведивших на орбиты более одного КА (группу КА).

Рассмотренные случаи проанализированы с точки зрения методов расчета и способов практической реализации схем отделения космических аппаратов с обеспечением их безударного автономного полета и дальнейшего формирования целевых орбит.

Кроме того, проведен сравнительный анализ различных аспектов эффективности (временной, энергетической, минимизации рисков) способов группового выведения КА. Анализ проведен в обоснование новизны и эффективности предлагаемой автором методики расчета параметров схем разведения группы космических аппаратов (до 12 шт.).

Analysis of the existing methods and ways of separation of group of spacecraft, injected into orbit by one LV

Ivanova V.I.

Yuzhnoye State Design Office, Dnepropetrovsk, Ukraine

The report provides an overview of the available information about the implemented launches of integrated launch vehicles (ILV), used to inject into orbit more than one spacecraft (SC group).

The considered cases are analyzed from the point of view of calculation methods and ways of practical implementation of the spacecraft separation, ensuring their shock-free autonomous flight and subsequent formation of target orbits.

In addition, a comparative analysis of various aspects of efficiency (time, energy, risks minimization) of means of SC cluster launch was done. The analysis was performed to justify novelty and efficiency of the author-proposed method of calculation of parameters of spacecraft group injection diagram (for up to 12).

Возможности метода продолжения в задаче оптимизации траектории космического аппарата с идеально регулируемым двигателем, в регулярных элементах

Иванюхин А.В.

МАИ, г. Москва

Целью работы является развитие метода продолжения по параметру (метода гомотопии), его использование для решения краевой задачи Понтрягина, получаемой в ходе оптимизации траектории космического аппарата с идеально регулируемым двигателем.

Рассматриваются следующие задачи:

применение методов продолжения способных проходить места разворота и особые точки кривой продолжения (снятие ограничения на монотонность кривой продолжения и возможность прохождения точек с уменьшением ранга матрицы чувствительности);

использование для описания движения космического аппарата системы уравнений лишённых особенностей в гравитационном центре.

Применение перечисленных предложений позволяет рассчитывать на увеличение области сходимости метода в поставленной задаче и получения группы решений из одного начального приближения.

Работа выполнена при поддержке Гранта Правительства Российской Федерации № 11.G34.31.0022 «Исследования и разработка космических высокоимпульсных высокочастотных плазмодинамических электроракетных ионных двигателей» для государственной поддержки научных исследований, проводимых под руководством ведущих ученых в российских образовательных учреждениях высшего профессионального образования.

Application of the Continuation Method to the Problem of Power-Limited Spacecraft Trajectory Optimization in Regular Elements

Ivanyukhin A.V.
MAI, Moscow

The study seeks further development of the continuation (homotopic) method and its application to the power-limited spacecraft trajectory optimization. Pontryagin's maximum principle is used to reduce the optimal control problem to the boundary-value problem, and afterwards the continuation technique is used to solve the boundary-value problem.

We consider the following problems:

application of continuation methods which can go through turning points and critical points (the removal of restrictions on monotonicity of the continuation path and possibility to move through the critical points having sensitivity matrix with decreased rank);

application of equations of spacecraft motion without singularity in the center of gravity.

Application of mentioned ideas allows us to expect the extension of the convergence region of the continuation method and computation of a group of local solutions using one initial guess value for unknown parameters of the boundary-value problem.

This work was supported by the grant of the Russian Federation Government No. 11.G34.31.0022 for the state support of researches conducted under the supervision of the leading scientists at the Russian educational institutions of the higher professional education, which are gratefully acknowledged.

К вопросу оценки прочности гладких металлических панелей, под действием высокоинтенсивных нагрузок

Калягин М.Ю., Полунин С.П.
МАИ, г. Москва

На этапе предпроектных исследований облика БЛА, интерес представляет определение массы целевого груза, необходимой для реализации заданного воздействия на объект. Объект представляется как

совокупность панелей с жестким защемлением [1] и формой прогиба в виде тригонометрического ряда.

Первоначально задача сводится к определению вида нагружения панелей (импульсный или квазистатический). В рассматриваемых условиях время действия нагрузки лежит в пределах $\tau \sim 0.0002-0.005$ сек, импульс давления $\sim 1000-8000$ Па сек. Форма импульса давления принята треугольной.

В рассматриваемых условиях нагружения поведение материала панели характеризуется динамическим пределом текучести выражение, для которого представлено в [2].

Особый интерес представляют критерии разрушения панели. В литературе предложено несколько критериев: по остаточному прогибу, по относительным деформациям [1,3]. В описываемых исследованиях применялся критерий по остаточному прогибу, предложенный в [1].

Расчет велся энергетическим методом [2]. В результате была получена зависимость для расчета массы целевого груза, в зависимости от характеристик панели (длины сторон, толщина, материала), для условия жесткого защемления. Отдельно, для верификации результатов было проведено сравнение: результатов численного моделирование в системе Abaqus, результатов экспериментов [5,6,7] и аналитического решения. Отклонение результатов вычислений и эксперимента составило менее 5%.

В.В. Селиванов, И.Ф. Кобылкин, С.А. Новиков “Взрывные технологии”, Москва, Издательство МГТУ им. Баумана, 2008 г.

У. Бейкер, П. Кокс, П. Уэстайн и др. “Взрывные явления” в двух книгах, Москва, Мир, 1986 г.

Л.П. Орленко, “Физика взрыва и удара”, Москва, Физматлит, 2008

Kevin Williams, Scott McClennan, Robert Durocher, Benoit St-Jean Jocelyn Tremblay, 7th International LS-DYNA Users Conference, Validation of a Loading Model for Simulating Blast Mine Effects on Armored Vehicles

Norman Jones, R.N.Griffin, R.E. Van Duzer, An experimental study into the dynamic plastic behavior of wide beams and rectangular plates, Department of Ocean Engineering, M.I.T., Cambridge, Mass, 02139 USA

Vladislav Adamnik, Waldemar A. Trzcinski, Jiri Vagenknecht, Investigation of the behavior of steel and laminated fabric plates under blast wave load, ANSYS User`s Meeting, 2004

Расчётный анализ ресурса сепаратора типа МФР при работе в системах регенерации воды космической станции

Бобе Л.С., Капица А.А., Астафьев В.Б.
НИИхиммаш, г. Москва

Сепарация жидкости из газожидкостной смеси необходима во многих регенерационных системах жизнеобеспечения, так как в условиях невесомости жидкость транспортируется потоком газа, от которого она должна быть впоследствии отделена. В ОАО «НИИхиммаш» разработан и испытан мембранный фильтр-разделитель (МФР), который позволяет решать эту задачу в системе регенерации воды из конденсата атмосферной влаги. Разработанный аппарат проходит экспериментальную эксплуатацию на борту МКС и имеет ресурс более 1600 л отсепарированного конденсата атмосферной влаги.

Принцип работы мембранного фильтра-разделителя основан на использовании влагопоглощающих, влагораспределяющих и влагоаккумулирующих свойств пористого тела и свойств капиллярно-пористых гидрофильных полимерных мембран. Продолжительный ресурс работы обеспечивается достаточной площадью сепарации и подбором фильтрующих (сепарирующих) элементов.

Аналогичные аппараты предполагается использовать для других систем жизнеобеспечения, таких как система регенерации воды из урины и система регенерации санитарно-гигиенической воды. При разработке аппарата для перечисленных систем следует учесть, что рабочая среда и гидродинамические потоки могут сильно отличаться от реализуемых в системе регенерации воды из конденсата атмосферной влаги. Тогда особенно важными становятся теоретические расчеты параметров работы аппарата и его ресурса. Это позволит сократить срок создания новых устройств, так как исключит необходимость многочисленных и длительных экспериментов.

В ОАО «НИИХиммаш» разработана программа в среде визуального программирования LabView, которая позволяет на основании экспериментов на модельной ячейке рассчитывать параметры работы разрабатываемого аппарата. Исследования и расчеты для системы регенерации воды из конденсата атмосферной влаги показали, что ресурс мембранного фильтра-разделителя очень сильно зависит от степени загрязненности конденсата и режима подачи смеси. Например, при работе с жидкостью одного качества при изменении порции жидкости при подаче от 50 мл до 100 мл за цикл и паузе между циклами подачи от 2,5 мин до 5 мин расчётный ресурс аппарата отличается в 3 раза.

В ОАО «НИИхиммаш» проведены исследования на консервированной урине, которые позволяют рассчитать ресурс

мембранного фильтра-разделителя для работы в системе регенерации воды из урины. Дальнейшее развитие разработанной программы предполагает проведение исследований на других регенерируемых жидкостях.

Calculation analysis of the operational life of the MFR type separator mounted in water recovery systems and operated on the space station

Bobe L.S., Kapitsa A.A., Astafiev V.B.

NIIchimmash, Moscow

Separation of liquids from a gas/liquid mixture is necessary in many regenerative life support systems because in microgravity a liquid is carried with a gas flow from which it has to be separated later. At JSC NIIchimmash a membrane filter/separator has been developed to solve this problem in a system for water recovery from humidity condensate. The unit thus developed undergoes experimental operation on board ISS with the operational life over 1600 l of separated humidity condensate.

The operating principle of the membrane filter/separator is based on the use of the moisture absorptive, moisture distributive and moisture accumulative properties of the porous body and the selectivity of porous hydrophilic polymeric membranes. The prolonged operational life results from the sufficient separation area and a selection of filtering (separating) elements.

The same units could be used in other life support systems, such as a system for water reclamation from urine, a hygiene water processing system. When developing the unit for the above systems it should be taken into consideration that the fluid and hydrodynamic flows could differ considerably from those employed in the system for water recovery from humidity condensate. In this case theoretical calculations of the unit operational parameters and its operational life are especially important. This makes it possible to shorten the time to build new devices since this obviates the need to run multiple and long-duration experiments.

At JSC NIIchimmash the program in the visual programming environment LabView has been developed which enables the operational parameters of the unit under development to be calculated based on experiments conducted using a modal cell. Investigations and calculations carried out for the system for water recovery from humidity condensate have shown the operational life of the membrane filter/separator is greatly affected by the degree of condensate contamination and mixture feed rate. For instance, using a liquid of the same quality but changing the liquid portion from 50 ml to 100 ml and the interval between the feed cycles from 2.5 min to 5 min the results as per unit calculated life differ by 3 times.

At JSC NIIchimmash the investigations using chemically pretreated urine which have been conducted to date allow the operational life of the

membrane filter/separator intended for a system for water reclamation from urine to be calculated. Further progress of the program developed offers investigations using other regenerable liquids.

Об одном подходе к классификации и кодированию классов, объектов и их характеристик в объектно-ориентированных базах данных САПР беспилотных летательных аппаратов

Коваленко А.И., Парафесь С.Г.

МАИ, г. Москва

Несмотря на уникальность классов, объектов и их характеристик в объектно-ориентированных базах данных (ООБД) САПР беспилотных летательных аппаратов (БЛА) (за счет уникального идентификационного номера – соответствующей записи в базе данных), для эффективной работы пользователя в САПР целесообразно использовать классификацию и кодирование классов, объектов и их характеристик. С этой целью предлагается использовать иерархический метод для классификации классов и объектов и фасетный метод для классификации их систем свойств и значений.

Под иерархическим методом классификации понимается метод, при котором заданное множество (составляющее некоторую предметную область) последовательно делится на подчиненные подмножества (классификационные группировки), постепенно конкретизируя объекты (объект) классификации. Основанием деления на каждом шаге классификации служит некоторый выбранный классификационный признак. Совокупность получившихся группировок при этом образует иерархическую древовидную структуру в виде ветвящегося графа, узлами которого являются группировки.

Фасетный метод классификации подразумевает параллельное разделение множества объектов предметной области на независимые классификационные группировки. При этом не предполагается жёсткой классификационной структуры и заранее построенных конечных группировок. Классификационные группировки образуются путем комбинации значений, взятых из соответствующих фасетов (facet – рамка). Каждый фасет содержит совокупность однородных значений данного классификационного признака.

В ООБД САПР каждый класс имеет шестиразрядный цифровой код и наименование. Порядок следования цифр в коде (т.е. разряд кода) соответствует уровням иерархии системы классов, а значение разряда на каждом уровне иерархии соответствует порядковому номеру класса на данном уровне иерархии. Для классификации свойств и значений классов применяется фасетная система кодирования. Каждое свойство и каждое значение свойства класса имеет цифровой код и наименование.

Свойства номеруются по порядку натуральными числами, начиная с единицы; через дефис записывается наименование свойства: <Код свойства> <-> <Наименование свойства>. Цифровой код значения свойства состоит из номеров свойства и его значения, разделенных дефисом; наименование значения свойства от кода значения отделяются точкой: <Код свойства> <-> <Код значения свойства> <.> <Наименование значения свойства>. Из кода класса, кодов свойств и их значений формируется код экземпляра класса, характеризующий реальный объект: <Код класса> <.> <код свойства 1> <-> <код значения свойства 1> <.> <код свойства 2> <-> <код значения свойства 2> <.> и т.д.

About one approach to the classification and coding classes, objects and their characteristics in object-oriented databases CAD unmanned aerial vehicles

Kovalenko A.I., Parafes S.G.
MAI, Moscow

Despite the uniqueness classes, objects and their characteristics in object-oriented database (OODB) CAD unmanned aerial vehicles (UAVS), (due to the unique identification number - appropriate record in the database), for a good user experience in CAD advisable to use the classification and coding classes, objects and their characteristics. With this purpose it is proposed to use a hierarchical method for the classification of classes and objects and facet method for the classification of their systems of properties and values.

Hierarchical classification method – method in which the given set (some subject area) is logically divided into subordinate subset (the classification groupings), gradually specify objects (object) classification. The basis of division at each step of classification serves some selected classification criterion. The totality of the resulting groupings at this forms a hierarchical tree structure in the form of the branching graph nodes which are groupings.

Facet classification method implies a parallel division of a set of objects of some subject area on the independent classification grouping. It is not envisaged tough grading structure and pre-built finite groups. Classification groupings are formed by a combination of values, taken from the relevant facets). Each facet has a collection of homogeneous values of this classification characteristic.

In OODB CAD each class has a six-digit numeric code and name. The order of the digits in the code (i.e. digital code) matches the levels of hierarchy of classes, and the value of the digit on each level of the hierarchy corresponds to the ordinal number of the class on the given level of the hierarchy. For the classification of properties and values of classes are used faceted systems of coding. Every property and every property value class has

a digital code and name. Properties are numbered in order of natural numbers starting from one; across hyphen is written the name of the properties of the <Code of the property> <-> <Name of the property>. Numeric code of the property value consists of numbers of the properties and its values, separated by a hyphen; the name of the property value from the code values is separated by a dot: < Code of the property> <-> <Code value of the property> <.> <Name value of the property>. From the class code, codes of properties and their values is generated code class instance, which characterizes the real object: <Class code> <.> <Code of the property 1> <-> <Code value of the property 1> <.> <Code of the property 2> <-> <Code value of the property 2> <.> etc.

Возможности использования тросовых космических технологий для выполнения транспортных операций в космосе

Кожелин И.В., Ващенко Е.В., Борисов Д.М.
МАИ, г. Москва

Космические тросовые системы – перспективное направление космической техники и технологии. Идеи использования тросовых систем в космосе появились на заре космонавтики. В настоящее время идет работы над проектом по безрасходному спуску грузов с орбиты “YES2, где участниками являются: Европейское космическое агентство, голландская фирма Delta-Utec, а также Самарский государственный аэрокосмический университет. Тросовые системы предполагается использовать для выполнения транспортных операций в космосе. У вращающихся относительно орбиты систем имеются преимущества перед радиальными, т.к. сильно увеличивается аккумуляция системой кинетической энергии и кинетического момента. В проектах рассматриваются вопросы использования тросовых систем для перевода космических аппаратов с низких орбит на высокие, особенно на геостационарную орбиту. Реализация этих проектов снизит стоимость вывода грузов. Тросовые системы позволяют накапливать кинетический момент и перераспределять количество движения между концевыми массами системы. Вращение тросовых систем используется для придания необходимого приращения скорости при переносе полезной нагрузки на более высокие орбиты. Из проектов “транспортного” использования тросовых систем сейчас ведутся работы над проектом “MXER” (Momentum-exchange/electrodynamic reboost). В нём предполагается совместное использование преимуществ вращающихся и электродинамических систем. Движущаяся по эллиптической орбите 100км тросовая система вращается так, что расположенный на одном из ее концов схват мог захватить полезную нагрузку и выпустить ее на более высокую орбиту. Использование вращающихся КТС возможно

при транспортировке грузов с низких орбит на Луну. Т.к. там отсутствует атмосфера, подъем грузов с поверхности Луны осуществляется с помощью вращающихся КТС. Вращательные и орбитальные движения системы подбираются так, что один из спутников подходил к Луне с 0-ой относительной скоростью и брал груз. Затем груз отделяется от КТС и выводится на окололунную орбиту.

Из-за развития нанотехнологий и перспективам их дальнейшего улучшения, возможно наличие проектов, где используются тросовые системы для доставки грузов на Марс и др. планеты, что открывает новые возможности освоения космического пространства.

Opportunities in using cable space technology for performance of transport operations in space

Kogelin I.V., Vraschenkova E.V., Borisov D.M.
MAI, Moscow

Space cable systems is a promising direction of space technique and technology. The idea of using cable systems in space appeared at the dawn of space exploration. Nowadays the work is done on a project of descent of goods without expense from orbit "YES2, where the participants are the European Space Agency, the Dutch company Delta-Utec, and also Samara State Aerospace University. Cable systems are considered to be used for transport operations in space. Systems rotating about the orbit have advantages over radial, because they greatly increase the accumulation of kinetic energy and angular momentum. The project deals with the use of cable systems to transfer spacecraft from low orbit to high, particularly in geostationary orbit. Realization of these projects will reduce the cost of sending goods. Cable systems allow to collect the angular momentum and redistribute the amount of motion between the ending masses of the system. The rotation of cable systems is used to give the necessary velocity increment when moving the payload to a higher orbit. Between the projects about transport use of cable systems the project "MXER" (Momentum-exchange/electrodynamic reboost) is considered now. It aims to share the benefits of rotating and electrodynamic systems. Moving in an elliptical orbit of 100 km cable system is rotated in such a way that located at one of its ends gripper could capture the payload and release it to a higher orbit. Rotating systems can be used for transportation of goods from low orbits to the moon. As there is no atmosphere lift of the goods from the Moon surface can be acted by means of the rotating systems. The rotational and orbital motion of the system are chosen in such a way that one of the satellites could come to the Moon with the 0th relative speed and take the load. Then the load is separated from the system and displayed on the Moon orbit. Because of the

development of nanotechnology and the prospects for their further improvement, there may be held the projects where cable systems are used to deliver goods to Mars and other planets - this opens new possibilities of space exploration.

Оценка деформации тензометрических электровесов методом конечных элементов

Константинов Д.Ю.
ГосМКБ «Радуга», г. Дубна

Испытания модели летательного аппарата (ЛА) в аэродинамической трубе – необходимый этап в процессе создания ЛА. При их проведении выполняется отработка компоновки ЛА, определяются аэродинамические характеристики, необходимые для последующих расчетных исследований. Основным инструментом измерения аэродинамических сил и моментов являются тензометрированные электровесы (тензовесы). Динамическое поведение модели под воздействием воздушного потока, приращения аэродинамических сил, вызванные деформацией тензовесов, конструкционные зазоры между моделью и тензовесами во многом определяется жесткостью (деформационными характеристиками) тензовесов. Обычно деформационные характеристики тензовесов определяются экспериментально на специальном стенде. Развитие систем автоматического проектирования (САПР) позволяет моделировать работу упругой конструкции тензовесов с применением метода конечных элементов (МКЭ). Применение МКЭ позволит конструктору оптимизировать процесс проектирования моделей ЛА и тензовесов.

В данном докладе рассматривается применение метода конечных элементов для оценки деформационных характеристик тензовесов. В качестве примера была создана геометрическая твердотельная модель 120-кг тензовесов, для которой затем была создана конечно-элементная сетка. Для «сеточной» модели были приняты характеристики материала и воспроизведены условия закрепления и нагружения, соответствующие условиям тарировки реальных тензовесов на стенде. Результаты расчета хорошо совпали с характеристиками, полученными в ходе тарировки, что говорит о возможности применения МКЭ для решения следующих задач: проектирование тензовесов, определение амплитуд, форм и частот собственных колебаний системы «модель – тензовес» и т.д.

Летательный аппарат тропопаузной подвески с тросовой фиксацией в воздушном потоке

Тузиков С.А.¹, Фирсюк С.О.¹, Егоров Ю.Г.¹, Кульков Е.М.²
¹МАИ, ²ГОУ СПО колледж № 14, г. Москва

Летательный аппарат относится к классу высотных привязных подъемных средств, сочетающих свойства планера, воздушного змея и парашюта-крыла. Малая удельная нагрузка на крыло и высокий коэффициент подъемной силы обеспечивают новое свойство летательного аппарата – возможность парения в воздушном потоке под действием ветровых нагрузок при тросовой фиксации относительно земной поверхности или подвижного буксира. Физической основой такого способа развертывания и высотной подвески летательного аппарата является естественный природный феномен – наличие постоянных ветров в среднеширотных областях Земли в тропопаузной зоне атмосферы на высоте 9 – 11 км. В районе тропопаузы атмосферы этих регионов ветровой поток стабилен и его скорость колеблется от 15 до 26 м/с в зависимости от месяца и широты.

При отсутствии приземного ветра система может выводиться на рабочую высоту принудительным разгоном буксирующей системой с соответствующим развертыванием троса. Аппарат, буксируемый на тросе, стартует с наземного транспортного средства (носителя), которое движется со скоростью порядка 50 км/ч, поднимается на заданную высоту и зависает в потоке ветра, используя свойства тропосферы, на практически неограниченное время. Тросовая система фиксирует несущий аппарат относительно земной поверхности с управлением подъемной силой при вариациях ветровой нагрузки. В случае отказов системы после подъема и расцепки с тросом возможно безмоторное планирование на дальность порядка 100 км и посадка на грунтовый аэродром с нестандартно малой скоростью до 10 м/с.

Летательный аппарат обладает свойствами воздушного змея коробчатой конструкции и имеет полезную отдачу в 20 - 25 % общей массы с учетом массы привязного троса. Высокий коэффициент подъемной силы обеспечивается выбором аэродинамической схемы “биплан” с управляющими органами в схеме «утка» (возможно, «бесхвостка»); взаимным положением планов крыльевой системы по высоте и вдоль фюзеляжа при интерференции вихревых систем крыльев, оперения и фюзеляжа; выбором профиля малых скоростей с высокими кривизной и относительной толщиной с ламинаризацией воздушного потока на 50...60 % хорды крыла при рабочих углах атаки до 7° .

Малая удельная нагрузка на крыло ($5...7 \text{ кг/м}^2$) в сочетании с высоким коэффициентом подъемной силы ($0,7...1,2$) позволяют рассматривать летательный аппарат как уникальную аэродинамическую конструкцию,

подвесное и транспортное средство, представляющее собой новый класс тихоходных летательных аэродинамических аппаратов с широкой сферой народно-хозяйственного применения.

The aircraft of tropopause suspension with a tether fixation in the air stream

Tuzikov S.A.¹, Firsyuk S.O.¹, Egorov Yu.G.¹, Kulkov E.M.²
²MAI, ²GEI SPE college №14, Moscow

The aircraft belongs to a class of high-altitude tethered lifting equipment, combining the properties of the glider, the kite and parachute-wing. Low specific load on the wing and high lift coefficient provide a new property of the aircraft - the possibility to hover in the air flow under the action of wind loads for tether fixing on the earth's surface or moving tug. The physical basis of this method of deployment and high-altitude suspension of the aircraft is a natural phenomenon - the presence of constant winds in the mid-latitude regions of the Earth in tropopause zone of the atmosphere at a height of 9 - 11 km. In the tropopause zone of the atmosphere in these regions wind flow is stable and its speed varies from 15 to 26 m/s, depending on the month and latitude. In the absence of surface wind system can be displayed on the working height of the forced dispersal of towing system with the appropriate deployment of the tether. The aircraft being towed on a tether starts with ground vehicle (carrier), which is moving at a speed of 50 km/h, rises to a predetermined height and hangs in the flow of the wind, using the properties of the troposphere, on almost unlimited time. Tether system fixes the carrying aircraft in relation to the earth's surface with a lift control for variations of wind load. In the case of system failure and recovery after unhooking the tether may non-motorized planning for the range of about 100 km and landing on the ground airfield with a low velocity of 10 m/s.

The aircraft has the properties of a kite a box-like structure and has a payload of 20 - 25% of the total mass with the mass of tether. High lift coefficient is provided by choice the aerodynamic configuration "biplane" with the aerodynamic controllers of a "duck" (perhaps "tailless") scheme; wing plans relative position of the height and along the fuselage when the interference of the vortex systems of wings, tail and fuselage; selecting a profile of low velocity with high curvature and the relative thickness of a laminar air flow by 50 ... 60% of the wing chord at the operating angles of attack to 70°.

Low specific load on the wing (5 ... 7 kg/m²) in combination with a high coefficient of lift (0,7 ... 1,2) allow to consider the aircraft as a unique aerodynamic design, suspension and transport vehicle, which represents a new class of low-speed aircraft with a wide field of economic usage.

Эффективная автоматизированная система управления комплекса регенерационных систем жизнеобеспечения: рассмотрение проблем обеспечения оптимальной живучести

Курмазенко Э.А., Зарецкий Б.Ф., Гаврилов Л.И., Прошкин В.Ю.
НИИхиммаш, г. Москва

При создании эффективной автоматизированной системы управления (АСУ) комплекса регенерационных систем жизнеобеспечения (КРСЖО) приходится решать сложную задачу многокритериальной оптимизации. В докладе предлагается разделить множество критериев на три группы. В каждой группе собраны непротиворечащие друг другу критерии. Для каждой группы выбран обобщённый глобальный критерий. Таких критериев три: живучесть G , себестоимость C и комфортность F .

Задача создания АСУ КРСЖО разделена на три стадии определения оптимальных решений по структуре, по выбору технического обеспечения и по построению программного обеспечения. Каждая из этих задач решается со своим глобальным критерием. На остальные критерии при этом накладываются ограничения.

Для АСУ КРСЖО наиболее оптимальной является распределённая система управления. В этом случае каждая подсистема КРСЖО имеет локальное управление от своего автономного блока управления (БУ). Автономные БУ с помощью оптоволоконного интерфейса соединены между собой и с центральным бортовым компьютером в единую сеть. При этом в сети присутствует иерархия управления.

Обеспечение живучести требует надёжного контроля текущего технического состояния КРСЖО, прогнозирования его во времени и своевременного определения возникающих нештатных ситуаций. Для этого проведен анализ обеспечения оптимальной наблюдаемости, представленный в докладе.

Большое количество публикаций посвящено троированию датчиков параметров. Однако известно, что при троировании возникает проблема мажоритарного модуля, обеспечивающего выбор двух истинных данных из трёх. Этот модуль не допускает дублирования и снижает показатель надёжности всей системы.

На примере побудителя расхода в докладе рассмотрена возможность использования функционального дублирования и показаны преимущества такого варианта обеспечения живучести.

Выводы.

1. Рассмотрены проблемы обеспечения оптимальной живучести АСУ КРСЖО.
2. Показана необходимость реализации распределённой системы управления для КРСЖО.
3. Определены условия обеспечения оптимальной наблюдаемости.

4. Рассмотрены преимущества использования функционального дублирования по сравнению с троированием.

An effective automated control system for a complex of regenerative life support systems: problems of optimum survivability support.

Kurmazenko E.A., Zaretsky B.F., Gavrilov L.I., Proshkin V.Ju.
JSC "NIIchim mash", Moscow, Russia

For an effective automated control system (ACS) design for the complex of regenerative life support systems (CRLSS), a complex multi-criteria optimization problem should be solved. The paper proposes to divide the set of criteria into three groups. In each group are not conflicting criteria. For every group a generalized global criterion is selected. There are three criteria: survivability G , cost C and comfort F .

The problem of ACS for CRLSS is divided into three stages of optimal decisions determining: by the structure, by the choice of technical support and by the software design. Each of these problems is solved with its global criterion. Other criteria have its limits.

Distributed control system is the most optimal for ACS for CRLSS. In this case, every CRLSS subsystem has a local control of its autonomous control unit (ACU). Autonomous ACU are connected to each other and to a central on-board computer in a network via a fiber-optic interface. The network has a management hierarchy.

Survivability providing requires reliable monitoring of the CRLSS technical state in a current moment, its forecasting in time and identification of off-nominal situations on time. For this aim the analysis of optimal observability was examined and presented in the paper.

A large number of publications are related to the triple redundancy sensors of parameters. However, in this case, a problem of majority module, which is providing a choice of two of three real data, appears. This module does not allow duplication and reduces the reliability index of the system.

The paper considers a possibility of the functional duplication usage and the advantages of this survivability option on base of a driving force of flow.

Conclusions

1. Problems of optimal survivability of ACS for CRLSS are examined.
2. The need for a distributed control system for CRLSS is shown.
3. Conditions for optimum observability are considered.
4. Advantages of the functional duplication usage compared to the triple redundancy are described.

Изучение явления осмоса в условиях невесомости

Лазарев Ю.С.

МАИ, г. Москва

Работа посвящена исследованию явления осмоса в условиях невесомости с целью создания более совершенных систем жизнеобеспечения космических кораблей и станций, а также систем мониторинга здоровья космонавтов.

В основу исследований была положена гипотеза о том, что отсутствие гидростатического давления в невесомости жидкости влияет на изменение осмотического давления.

Для опытного изучения явления осмоса в земных условиях был использован простейший осмометр. При измерении осмотического давления различных растворов при разных температурах было установлено, что величина осмотического давления зависит от концентрации раствора и от его температуры, но не зависит ни от природы растворенного вещества, ни от природы растворителя. В работе представлена таблица с измерениями осмотического давления. Исследование показало, что процесс представляет практически линейную зависимость высоты подъема уровня жидкости от времени на отдельных участках. С течением времени процесс замедлялся из-за гидростатического давления.

Экспериментальная установка для проведения опытов на МКС была изменена с учетом условий на станции. Малые размеры установки делают удобной транспортировку и экономят место. Использование такого материала, как фторопласт-40, в качестве основного минимизирует массу и решает проблему смачиваемости стенок сосудов. Сама установка легка в использовании и не отнимет много времени у космонавтов.

Результатами эксперимента являются мониторинг высоты и времени подъема жидкости по трубке на МКС и записанная видеоинформация, которая передается постановщикам эксперимента, а также сравнительный анализ полученных результатов с земными наблюдениями.

В процессе работы над темой был изучен соответствующий теоретический материал, разработана методика исследования этого явления, сконструирована экспериментальная установка, проведены наблюдения за процессом в различных условиях, изучено влияние различных факторов на процесс осмоса.

The research of the phenomenon of osmosis in weightlessness conditions

Lazarev Yu.S.
MAI, Moscow

This work is dedicated for the research of osmosis in weightlessness conditions. The aim of this research is a creation of more advanced support systems of spacecraft and space stations and also monitoring of astronauts' health systems.

The study was based on the hypothesis that the absence of the hydrostatic pressure of the fluid in weightlessness affects the change in osmotic pressure.

For the experimental study of the phenomenon of osmosis in earth conditions we used the simplest osmometer . When the osmotic pressure measurement of different solutions at different temperatures, it was found that the magnitude of the osmotic pressure depending on the concentration of the solution and its temperature, but does not depend on the nature of the solute and the nature of any solvent. A table with the osmotic pressure measurements is represented in the project . The study showed that the process is almost linear dependence of the height of the liquid level rise from the period time in certain areas . Over time, the process is slowed down due to hydrostatic pressure.

The experimental installation for experiments on the ISS has been modified considering the conditions at the station. Small size makes installation transportation and space-saving easy . Using a material such as PTFE -40, as the main minimizes mass and solves the problem of wetting of the walls of vessels. The installation itself is easy to use and does not take much time from the astronauts .

The results of the experiment are the monitoring of height and time of the lift of the liquid in the tube to the ISS and recorded of the video , which is broadcasted to researcher who carries out the experiment, and also a comparative analysis of the results obtained with terrestrial observations.

In the working process on the topic relevant theoretical material has been studied, the technique of the study of this phenomenon is developed , experimental installation is constructed, the observation of the process in a variety of conditions is carried out, influence of various factors on the process of osmosis is studied.

Моделирование обтекания головного обтекателя ракеты-носителя с использованием программного комплекса FlowVision

Луньков А.О.
МФТИ, г. Москва

Для осуществления запусков перспективных космических аппаратов требуются обтекатели новых размеров и форм. Несмотря на то, что

данные эксперимента надежны и точны, проведение самих испытаний является дорогостоящим и трудоёмким процессом. Альтернативой экспериментальным исследованиям может служить применение вычислительной гидродинамики (ВГД). ВГД не является полной заменой эксперимента, но позволяет существенно ускорить и удешевить разработку нового обтекателя.

В качестве модели для исследования взят головной обтекатель ракеты Зенит3SLB.

В ходе выполнения данной работы была проведена серия предварительных расчетов для выбора расчетной геометрии, граничных условий и расчетной сетки. Проверена сходимость по сетке. Выбрана наиболее корректная для данной задачи k-ε модель турбулентности. Использование секторальной постановки позволило существенно сократить необходимые вычислительные ресурсы и подробнее рассмотреть погранслоя.

Исходя из полученных результатов, метод решения адаптирован для поставленной задачи и проведены основные расчеты.

Данные численного расчета сравнивались с теоретической оценкой некоторых параметров потока (отношениями температуры, давления, плотности торможения к этим же параметрам на бесконечности; скорости за косым скачком уплотнения вне погранслоя). Также проведено сравнение в нескольких точках на разных частях обтекателя полученной с помощью расчета во FlowVision толщины погранслоя с оценкой этой толщины методом эффективной долины.

Результаты сравнения позволяют оценить данный метод как корректный для поставленной задачи и считать его подходящим для дальнейших расчетов на различных участках траектории и для расчета теплообмена.

Simulation of launch vehicle forebody flow using a software package

FlowVision

Lun'kov A.O.

MIPT, Moscow

Nose fairings of new sizes and shapes are required for the launch of the advanced spacecrafts. Experiment is an expensive and time consuming process, though certainly reliable and accurate. Computational fluid dynamics (CFD) can be an alternative to experimental research. Of course, CFD is not a complete replacement of the experiment, but can significantly speed up and reduce the cost of developing a new fairing.

As a model for this study nose fairing of Zenit3SLB rocket was used.

In the course of performing this work, series of preliminary calculations were made to select the calculation geometry, boundary conditions and the

computational mesh. Mesh convergence was verified. Also, the k-e model of turbulence was chosen as the most correct for this task. The statement of the problem using a sector, which is "cut" from the full model helped to considerably reduce the computing resources and get more data about the boundary layer.

Using the results of preliminary calculations, the solution method was adapted for the task and basic calculations were carried out.

The data of numerical computation has been compared with the theoretical calculation of some flow parameters (stagnation pressure, density and temperature, flow velocities after the angle-shock wave). Also the obtained from the numerical computation boundary-layer thickness has been compared with the estimate of the obtained by the method of the effective length thickness at several points in different parts of the fairing.

The results of the comparison show, that this method is correct and suitable for calculations on different trajectory points and this data can be used for further calculations of heat transport.

**Разработка обобщённой математической модели динамики системы
«двигатель внутреннего сгорания - магнитожидкостный
гидротрансформатор - колесный ход - полезная нагрузка
подвижного агрегата ракетно-космического комплекса»**

Барышов Д.П., Мазлумян Г.С.

МАДИ, г. Москва

В настоящее время повышается значимость повышения подвижности агрегатов ракетных и ракетных ракетно-космических комплексов и, прежде всего, автономных пусковых установок ракетных комплексов. Основными направлениями повышения подвижности являются повышение устойчивости к поперечному опрокидыванию, плавности хода, опорно-сцепной проходимости и тягово-динамических свойств. Оценка технических и эксплуатационных характеристик трансмиссий штатных и перспективных подвижных агрегатов ракетных и ракетно-космических комплексов показывает, что для повышения КПД и надежности силовой передачи целесообразно совершенствовать ходовую часть за счет применения в ее структуре автоматической трансмиссии на основе магнитожидкостного гидротрансформатора. Исследования нацелены на улучшение технических и эксплуатационных характеристик, расширение функциональных возможностей подвижных агрегатов ракетных и ракетно-космических комплексов. Для этого была разработана обобщённая математическая модель динамики системы «двигатель внутреннего сгорания - магнитожидкостный гидротрансформатор - колесный ход - полезная нагрузка подвижного агрегата ракетно-космического (ракетного) комплекса».

Математическое моделирование процессов, протекающих в двигателе внутреннего сгорания, основано на использовании закономерностей и уравнений термодинамики, газодинамики и других прикладных наук. Для решения научной задачи обоснования и разработки научно-методического аппарата синтеза алгоритмов управления магнитожидкостными гидротрансформаторами автоматических трансмиссий подвижных агрегатов ракетных и ракетно-космических комплексов потребовалась разработка новой математической модели автоматической гидродинамической трансмиссии на основе магнитожидкостного гидротрансформатора. Для оценки эффективности применения автоматической гидродинамической трансмиссии на основе магнитожидкостного гидротрансформатора в структуре подвижных агрегатов ракетных и ракетно-космических комплексов была разработана модифицированная модель прямолинейного движения подвижного агрегата ракетного и ракетно-космического комплекса с учетом режимов разгона, замедления и торможения.

Development of the generalized mathematical model of dynamics of system "an internal combustion engine - the magnetoliquid hydrotransformer - a wheel course - the payload of the mobile unit of a space-rocket complex"

Baryshov D.P., Mazlumyan G.S.
MADI, Moscow

Now the importance of increase of mobility of units of missile and missile space-rocket systems and, first of all, independent launchers of missile systems increases. The main directions of increase of mobility is increase of stability to cross capsizing, smoothness of a course, basic and coupling passability and traction and dynamic properties. The assessment of technical and operational characteristics of transmissions of regular and perspective mobile units of missile and space-rocket systems shows that for increase of efficiency and reliability of a power transmission it is expedient to improve a running gear at the expense of application in its structure of automatic transmission on the basis of the magnitnozhidkostny hydrotransformer. Researches are aimed at improvement of technical and operational characteristics, expansion of functionality of mobile units of missile and space-rocket systems. The generalized mathematical model of dynamics of system "an internal combustion engine - the magnetoliquid hydrotransformer - a wheel course - the payload of the mobile unit of a space-rocket (rocket) complex" was for this purpose developed. Mathematical modeling of the processes proceeding in an internal combustion engine, is based on use of regularities and the equations of thermodynamics, gas dynamics and other

applied sciences. The solution of a scientific problem of justification and development of the scientific and methodical device of synthesis of algorithms of management by magnetoliquid hydrotransformers of automatic transmissions of mobile units of missile and space-rocket systems required development of new mathematical model of automatic hydrodynamic transmission on the basis of the magnitnozhidkostny hydrotransformer. The modified model of rectilinear movement of the mobile unit of a missile and space-rocket system was developed for an assessment of efficiency of application of automatic hydrodynamic transmission on the basis of the magnitnozhidkostny hydrotransformer in structure of mobile units of missile and space-rocket systems taking into account modes of dispersal, delay and braking.

Синтез системы стабилизации положения СМКА

Куприков Н.М., Малыгин Д.В.

МАИ, г. Москва; БГТУ «Военмех», г. Санкт-Петербург

Целью данной работы являлось создание автоматизированной системы стабилизации и ориентации (СОС) сверхмалых космических аппаратов, построенных на базе многоцелевой космической платформы «Синергия» блочно-модульного типа.

При проведении научных и технологических экспериментов в космическом пространстве на борту сверхмалого космического аппарата (СМКА) необходимо решение задач по управлению ориентацией для которых требуется точное значение углового положения СМКА относительно инерциальной системы координат. Тогда для поставленной цели необходимо измерить компоненты вектора абсолютной угловой скорости СМКА по показаниям датчиков угловой скорости, затем выполнить численное интегрирование дифференциальных кинематических уравнений вращательного движения СМКА. Следовательно, для решения задачи по определению углового положения СМКА, на котором установлена бесплатформенная инерциальная навигационная система, необходимы все три компоненты вектора абсолютной угловой скорости СМКА; таким образом применяем три датчика угловой скорости при этом со взаимно ортогональными осями чувствительности. Отметим, что дублирование таких датчиков позволит проводить диагностику неисправностей, а также выполнить измерение ориентации при отказах и сбоях.

В заключение отметим, что система с двигателями-маховиками среди всех типов СОС отличаются очень сильным гироскопическими и инерционными перекрестными связями. Таким образом совместное исследование трех каналов не дает возможности получить простых аналитических зависимостей, описывающих характер движения СМКА,

снабженного двигателями-маховиками. При использовании алгоритма определяемого соотношениями погрешности вычислений в этом случае отличны от нуля, т.к. при построении этого алгоритма применялось разложение тригонометрических функций в ряды Тейлора и отбрасывались слагаемые выше первого порядка малости. Рассмотрена задача определения неизвестной компоненты вектора абсолютной угловой скорости космического аппарата по двум другим известным компонентам этого вектора и по информации о направлении вектора местной вертикали. Построены два алгоритма решения этой задачи, основанные на аналитическом решении кватернионных дифференциальных кинематических уравнений углового движения космического аппарата, имеющего место в случае постоянного по модулю и направлению вектора абсолютной угловой скорости твердого тела на интервале дискретности вычислений. Построенные алгоритмы дают хорошие результаты только в том случае, когда вектор абсолютной угловой скорости СМКА медленно изменяет свое направление в связанной с СМКА системе координат.

**О снижении трудоемкости и повышении качества операций
обработки резанием крупногабаритных панелей из полимерных
композиционных материалов на ОАО ААК «Прогресс»**

Марков Н.А., Шипитько И.А., Бердиев О.Ш.,
Средних В.П., Захарьящев А.Я.

Филиал ДВФУ, ААК «Прогресс», г. Арсеньев, Приморский край

Производство крупногабаритных элементов фюзеляжа летательных аппаратов из полимерных композиционных материалов (ПКМ) на предприятии ОАО ААК «Прогресс», таких как наружные обшивки и силовые панели, представляет собой весьма трудоемкий технологический процесс, включающий существенное количество ручных технологических операций, в том числе связанных с механической обработкой обрезкой облоя, вскрытием карманов и отверстий сложной формы, обработкой в размер точных поверхностей. Выполнение задачи усложняется интегрированными в конструкцию панели силовых элементов из различных металлов, а также тем, что составляющие ПКМ обладают неодинаковыми физико-механическими свойствами.

Снижение трудоемкости и себестоимости производства панелей из ПКМ при одновременном повышении производительности можно достичь в рамках автоматизации отдельных трудоемких технологических операций, в том числе связанных с механической обработкой деталей из ПКМ.

В рамках модернизации производства панелей из ПКМ при сотрудничестве с Дальневосточным федеральным университетом проводятся исследования для решения следующих вопросов:

- сравнительное исследование методов резания крупногабаритных панелей из ПКМ, включающих металлические конструкционные элементы и конструкционные элементы из других неметаллических материалов при помощи лазерного излучения, гидроабразивного резания и резания традиционными металлорежущими инструментами фрезерной группы;

- выбор и оптимизация режимов резания многослойных гетерогенных структур из ПКМ, включающих металлические, резиновые и прочие неметаллические конструкционные элементы, оптимизации кинематики движений резания и геометрических свойств инструментов;

- способы и конструкция оснастки для базирования крупногабаритных панелей сложной пространственной формы, обеспечивающих необходимую технологическую жесткость для проведения операций обработки резанием;

- разработка конструкторской и технологической документации для организации автоматизированного участка обработки резанием крупногабаритных гетерогенных панелей из ПКМ, оснащенного роботизированным технологическим комплексом специальной конструкции.

On reduction of labour intensity and quality improvement of cutting operations of large panels made of polymer composite materials at OJSC AAC «Progress»

Markov N.A., Shipitko I.A., Berdiev O.Sh., Srednikh V.P.,
Zakharyashchev A.Ya.

The Arsenyev FEFU branch, AAC «Progress», Arsenyev

Manufacturing of large components of aircraft body from polymer composite materials (PCM) at OJSC AAC «Progress» company, such as skin plating and stiffened panels, represents a very laborious technological process, comprising a significant amount of manual technological operations, including machining cutting of flashes, opening of pockets and complex shaped holes, cutting to dimensions of precise surfaces. The task performance becomes complicated by integrated into panel structure load-bearing elements made of different metals, as well as those PCM components have different physical and mechanical properties.

Reduction of labour intensity and costs to produce PCM panels while increasing productivity is possible to reach under automation of separate time-consuming technological operations, as well associated with machining of PCM parts.

Within the framework of modernization of PCM panels production in cooperation with Far Eastern Federal University, researches are conducted for to deal with the following subjects:

- comparative study of cutting methods of large PCM panels, including metallic structural elements and structural elements from different non-metallic materials by applying laser emission, abrasive waterjet cutting and cutting by traditional metal-cutting tool of milling group;

- selection and optimization of cutting mode for multilayered heterogeneous structures made of PCM, including metallic, rubber and others non-metallic constructional elements, optimization of cutting motion kinematics and geometric properties of tools;

- methods and design of tooling for locating of large panels with a complex three-dimensional configuration, which provide the necessary technological stiffness for cutting operations executing.

- development of design and technological documentation for the organization of automated area for large heterogeneous PCM panels cutting, equipped with special constructed robotized technological complex.

**Исследование вопроса применимости теории упругости
анизотропных пластин к определению упругих характеристик
пакетов полимерных многослойных композитов**

Марсавина В.А., Грищенко С.В.

МАИ, г. Москва

Объектом исследования данной работы является многослойный полимерный композиционный материал (в дальнейшем ПКМ) и его упругие характеристики в произвольном направлении. Рассматривается вопрос о применимости теории упругости, в частности закона Гука для анизотропных пластин, к слоистым и волокнистым композитам на примере определения модуля сдвига для композитного монослоя в различных направлениях при заранее известных продольных упругих характеристиках (модули упругости в направлении вдоль и поперёк волокон).

В рамках теории упругости, как классической, так и её приложения для анизотропных материалов, вносится ряд гипотез. Среди них гипотезы сплошности и непрерывности деформируемой среды, достоверность которых достаточно спорна при рассмотрении слоистых и волокнистых композитов. Рассматриваемым параметром выбран модуль сдвига, или модуль упругости 2-го рода, который является производной характеристикой и зависит от продольных упругих характеристик, а именно – модулей упругости 1-го рода (в случае с ПКМ модуль упругости 1-го рода зависит от направления измерения относительно линии армирования). Для определения модуля сдвига

используются соотношения равновесия напряжений и совместности деформаций пластины при сдвиге, которые верны при условии непрерывности функций напряжений и деформаций. Если допустить, что гипотезы сплошности и непрерывности среды неверны, то и вопрос о непрерывности функций напряжений и деформаций тоже является спорным.

Целью исследования является анализ возможного влияния неоднородной микроструктуры ПКМ на упругие характеристики композиционного материала в целом. Анализ будет проводиться путём сравнения модуля сдвига, определённого теоретически, с модулем сдвига, измеренным экспериментально для конкретных марок материалов. На основе сравнения будет сделан вывод о применимости теории упругости для ПКМ.

The study of the applicability of the theory of elasticity of anisotropic plates to determine the elastic properties of polymer multilayer composites packages

Marsavina V.A., Grishchenko S.V.
MAI, Moscow

The object of this study is multilayer polymeric composite material (hereinafter, MPC) and the elastic properties in any direction. The question of the applicability of the theory of elasticity, in particular Hooke's law for anisotropic plates to layered and fibrous composites by the determination of the shear modulus of the composite monolayer in a variety of ways known in advance of the longitudinal elastic characteristics (modulus of elasticity in the direction along and across the grain).

In the framework of the theory of elasticity, both classical and its application to anisotropic materials, introduced a number of hypotheses. Among them, the hypothesis of continuity of deformed environment, the reliability of which is quite controversial when considering layered and fibrous composites. Consider the parameter selected shear modulus or modulus of elasticity of the 2nd kind, which is a derivative of the characteristic and depends on the longitudinal elastic characteristics, namely, the elastic modulus of the 1st kind (in the case of MPC modulus of the 1st kind of depends on the direction of measurement with respect to line reinforcement). To determine the shear modulus used the equilibrium relations stresses and strain compatibility plate shear, which is valid at the condition of continuity of stresses and strains. If we assume that the hypothesis of continuity of the environment are incorrect, and the question of the continuity of the stress and strain is also controversial.

The purpose of the study is to analyze the possible impact of non-uniform microstructure of MPC on the elastic properties of the composite material as a

whole. The analysis will be carried out by comparing the shear modulus as defined in theory, with shear modulus measured experimentally for specific grades of materials. On the basis of the comparison is concluded that the applicability of the theory of elasticity for the MPC.

Определение механических характеристик трехслойного пакета, собранного из монослоев и заполнителя

Зайцев В.Н., Мартыросов М.И.

МАИ, г. Москва

Проводится численное определение механических характеристик трехслойных элементов конструкций с композитными несущими слоями на эпоксидной основе и сотовым наполнителем на основе арамидноволокнистой бумаги и фенольного связующего. Рассматриваются слоистые пакеты с различным количеством монослоев и смешанной укладкой во всех основных направлениях: 0° , $+45^{\circ}$, -45° , 90° . На контакт с наполнителем выносятся слои с ориентацией 90° или $\pm 45^{\circ}$.

Используются следующие критерии разрушения композитов: максимальных напряжений, максимальных деформаций, Hill, Hoffman, Tsai-Wu, Hankinson, Cowin, Hashin-Rotem, Puck, Grant-Sanders, Tsai-Hill, Puro-Evensen, Yamada-Sun и другие. Существующие критерии являются феноменологическими и описывают прочность в слое на основе экспериментальных данных по результатам испытаний на растяжение, сжатие и сдвиг. Критерии разрушения определяют критическую комбинацию действующих в монослое напряжений (деформаций), приводящую его к разрушению. Анализ прочности пакета в общем случае сводится к определению напряженно-деформированного состояния его слоев и вычислению их коэффициентов запаса по используемым критериям. Минимальный из них определяет запас прочности всего пакета.

У ряда критериев разрушения композитных пакетов существенным недостатком является невозможность определения причины разрушения монослоя (разрушается матрица или волокно). Разрушение матрицы отдельно взятого монослоя не всегда ведет к исчерпанию его несущей способности и пакет в целом может и далее воспринимать действующую нагрузку (Hill, Hoffman и др). В настоящее время все большее распространение нашли критерии, которые позволяют анализировать запасы прочности матрицы и волокна отдельно (Hashin-Rotem, Puck и др.).

Конечно элементная модель (в линейной постановке) создана в программном комплексе NX 7.5 с использованием приложения

Advanced Simulation. Для исследования использовались конечные элементы Laminate и Shell.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (код проекта 12-01-00566_a).

Совершенствование проектных методов поэтапного обеспечения надежности космических аппаратов связи и ретрансляции длительного функционирования

Матюшев Р.А., Патраев В.Е., Максимов Ю.В.
ИСС, г. Железногорск, Красноярский край

В ОАО «ИСС» ведутся работы по совершенствованию методологии обеспечения надёжности перспективных космических аппаратах (КА) на базе различных унифицированных платформ со сроком активного существования (САС) 15 лет и вероятностью безотказной работы (ВБР) в течение САС не ниже 0,8–0,85. Можно выделить два первоочередных аспекта:

Постоянно возрастающая доля электрорадиоизделий иностранного производства (ЭРИ ИП) в бортовой аппаратуре (БА) КА, что вызывает необходимость решения комплекса проблем, связанных с их испытаниями (разработка типовой программы проведения сертификационных испытаний ЭРИ ИП, квалифицированных для военного или космического применения, разработка типовой программы проведения отбраковочных испытаний ЭРИ ИП промышленного уровня качества, рационализация объемов сертификационных испытаний).

Рост количества классифицированных отказов ЭРИ в БА КА при эксплуатации, вызванных воздействием ионизирующего излучения космического пространства (ИИКП), что требует как разработки феноменологических и физических моделей деградации ЭРИ в условиях комплексного воздействия эксплуатационных факторов, оценки возможных отказов ЭРИ и составных частей БА при воздействии ИИКП, так и совершенствования или корректировки применяемой методологии оценки и прогнозирования надёжности ЭРИ и БА в целом, с учетом их радиационной стойкости, включающей стойкость к воздействию тяжелых заряженных частиц (ТЗЧ). Предложены:

алгоритм оценки и подтверждения фактической радиационной стойкости летных партий ЭРИ отечественного производства (ОП) к дозовым эффектам ИИКП по результатам испытаний выборки летных партий ЭРИ на дозовые эффекты, составляющий основу программно-методического и испытательного комплекса, применяемого при оценке и контроле фактической радиационной стойкости ЭРИ ОП;

алгоритм анализа стойкости БА к действию ТЗЧ, вызывающих катастрофические одиночные эффекты;
методика учета стойкости ЭРИ и БА к воздействию ТЗЧ при анализе надёжности БА.

Вычислительное моделирование напряженно-деформированного состояния структурно-неоднородной композиционной конструкции с учетом структуры материала

¹Медведский А.Л., ²Жаворонок С.И.

¹МАИ, ²Институт прикладной механики РАН, г. Москва

Рассматривается структурно-неоднородный композиционный материал со сложной структурой армирования. Эффективные свойства композиционного материала, формируемого в процессе изготовления изделия, прогнозируются с достаточно большой погрешностью, вследствие чего требуется дополнительная апостериорная оценка механических констант, входящих в определяющие уравнения материала. Данная оценка возможна только непосредственно в составе изготовленной конструкции и может быть осуществлена либо макроскопически методом виртуального поля [1], либо микроскопически на основе метода наноиндентирования [2] с последующим вычислительным моделированием напряженно-деформированного состояния представительного объема структурно-неоднородного композиционного материала с известными из эксперимента свойствами структурных составляющих и заданными условиями их взаимодействия на границах раздела [3-4]. Решение задачи для представительного объема строится численно методом конечных элементов в трехмерной постановке задачи. Эффективные свойства материала определяются на базе осреднения по энергии.

Дальнейший расчет конструкции в макроскопической постановке задачи, т.е. как структурно-однородного анизотропного тела, производится на основе вычисленных на первом этапе эффективных физических постоянных композиции [5]. При необходимости исследования напряженного состояния на микроуровне [4, 6], далее производится подмоделирование некоторого наиболее напряженного, как следует из расчета на макроуровне, элемента конструкции [4], с учетом его реальной структуры и по известным из эксперимента физическим постоянным структурных составляющих [2]. Такой метод двухуровневого вычислительного моделирования особенно актуален в случае наличия технологических дефектов композиции [7] для оценки работоспособности изделия и риска катастрофического разрушения.

В настоящей работе предложено развитие данного метода на случай теплового нагружения изделия [5]. Рассматривается коническая

неоднородная композиционная оболочка, нагруженная давлением и находящаяся в температурном поле, при наличии внутреннего межслоевого дефекта либо при неполном контакте ряда элементов наполнителя со связующим (непроклеивание материала). Экспериментально определены физические постоянные материала, на базе представительного объема вычислены эффективные упругие константы и проведен расчет конструкции на макроуровне. Температурные постоянные материала определены приближенно по экспериментально измеренным константам для наполнителя при грубой оценке влияния связующего. Далее проведено подмоделирование на микроуровне и построено решение для некоторого выделенного объема, содержащего дефект и нагруженного полем сил, определенным из решения задачи на макроуровне. Получены оценки напряженного состояния в окрестности дефекта и долговечности изделия с дефектом.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (код проекта № 12-01-00772-а).

Литература

1. Grediac M., Pierron F., Zhavoronok S. Identification of the through-thickness properties of thick laminated tubes using the virtual fields method // *International Journal of Solids and Structures*. – 2000, 37(32), 4437-4453.

2. Медведский А. Л., Корнев Ю. В., Курбатов А. С. Исследование физико-механических свойств 4D углерод-углеродного композиционного материала на макро и микро уровнях при действии высоких температур // *Труды МАИ. Электронный журнал*. – 2010, № 41 (перечень ВАК).

3. Медведский А. Л., Курбатов А. С. Определение эффективных упругих характеристик 4D-Л углерод-углеродного композиционного материала // *Тезисы докладов Всероссийской конференции «Механика композиционных материалов и конструкций, сложных и гетерогенных сред», приуроченной к 90-летию со дня рождения академика И. Ф. Образцова*. Москва, 23-25.11.2010. – М: ИПРИМ РАН, с. 39.

4. Курбатов А. С. Расчетно-экспериментальный метод исследования механических свойств и напряженно-деформированного состояния несущих конструкций из углерод-углеродных композитов. Дисс. на соискание ученой степени канд. Техн. Наук. – Москва, 2011. – 127 с.

5. Афанасьев А.В., Курбатов А.С., Медведский А.Л. Термосиловое воздействие на коническую оболочечную конструкцию, изготовленную из композиционных материалов // *Материалы XII Международного симпозиума «Динамические и технологические проблемы механики конструкций и сплошных сред»*. Тезисы докладов. – М.: Изд-во МАИ, 2006. – С. 34

6. Медведский А. Л., Курбатов А. С., Жаворонок С. И. Определение напряженно-деформированного состояния соплового насадка из УУКМ на макро- и микроуровне // Тезисы докладов Всероссийской конференции «Механика композиционных материалов и конструкций, сложных и гетерогенных сред», приуроченной к 90-летию со дня рождения академика И.Ф.Образцова. Москва, 23-25.11.2010. – М: ИПРИМ РАН, с. 122.

7. Медведский А. Л., Курбатов А. С. Исследование напряженно-деформированного состояния конструкций из УУКМ с технологическими дефектами // Вестник МАИ. – 2010, т. 17, №1. – С. 19-26.

Планирование испытаний методом статистического моделирования в среде Mathcad

Меренцов Д.С.

Филиал «Взлёт» МАИ, г. Ахтубинск

Правильное планирование натуральных экспериментов должно обеспечить оптимальное распределение выделенных средств по этапам испытаний с учетом вероятности успешной реализации экспериментов. Получить ответ на вопрос – достаточно ли выделено материальных средств, с учётом заданной достоверности искомым оценкам можно при помощи математического моделирования процесса испытаний. Для моделирования применяется статистически подобная модель, удобная тем, что позволяет учитывать влияние всей совокупности факторов, оказывающих влияние на объект испытаний в ходе оценки без учёта их физической сущности. В целях автоматизации решения данной задачи предлагается использовать современные математические системы, например Mathcad.

Показателем, определяющим результат моделирования, предлагается использовать вероятность α (где α - вероятность того, что при заданном числе испытаний все оценки параметров находятся в требуемых пределах относительно их истинных значений)

Для формирования статистически подобной модели необходимо задаться ожидаемой вероятностью успешного исхода эксперимента P_i (исходя из статистических материалов предыдущих оценок).

Для расчёта значений α методом статистического моделирования в среде MathCad можно использовать следующий порядок расчёта: с помощью метода монте-карло выполняется математическое моделирование этапа программы испытаний, в результате которого получается ожидаемое количество успешных испытаний из их общего числа. Все успешные испытания уточняют информацию об измеряемом параметре. Далее, исходя из полученных данных, можно рассчитать

значения α для исследуемого этапа, а также для всей программы в целом.

Таким образом можно рассмотреть семейство задач, в которых n (количество экспериментов) может принимать любое интересующее значение с учётом стоимости каждого эксперимента, совокупность решений которых позволит оценить достоверность при условии реализации заданной суммы ассигнований.

Tests Planning by the Method of Statistical Modelling in the Mathcad

Merentsov D.S.

Filial branch, "Vzlyot" MAI, Akhtubinsk

The proper planning of the field experiments should ensure the optimal distribution of the allocated funds on the stages of testing taking into account the probability of successful implementation of experiments. The question "Is there enough material resources allocated, given the reliability of the search assessments" can be answered with the help of the mathematical modeling of the process of testing. For the simulation statistically similar model is applied it allows to take into account the impact of the totality of the factors influencing the test object in the course of the assessment without consideration of their physical nature. To automate the solution of this problem it is proposed to use modern mathematical systems, for example, the Mathcad.

The indicator determining the results of modeling are encouraged to use the probability of α (α is the probability that under a given number of tests all the estimations of the parameters are within the required limits concerning their true values)

For forming this model statistically, you need to have the expected probability of a successful carrying out the experiment P_i (based on the statistical material of previous estimates).

To calculate values for α by the method of statistical modelling in the environment of the MathCad you can use the following calculation procedure: mathematical modeling stage of the program of the tests in performed by the Mathcad method, which will result in the expected number of successful tests of their total number. All successful tests specify the information about the measured parameter. On the basis of obtained data, we can calculate the α for the investigational phase, as well as for the whole programme.

Thus we can consider the family of problems where n (the number of experiments) can take any value considering the cost of each experiment, the sum of decisions of which will allow to evaluate the reliability given a certain sum of investments has been realized.

Применение имитаторов космических аппаратов при отработке интерфейса ракета-носитель — космический аппарат

Петроковский С.А.¹, Мусатов Р.В.², Егоров В.Н.³

¹ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, ²Энергоконтракт, ³НИАТ, г. Москва

Имитаторы космических аппаратов (КА) применяют для решения целого ряда задач статики, динамики, управления. Впервые оценивать воздействие КА на ракету-носитель (РН) с помощью имитатора было предложено при наземной и полетной отработке системы РН «Протон-М» — КА, что значительно сократило время и стоимость подготовки запуска КА. Выбрана схема имитатора, разработана конструкция и проведено расчетно-экспериментальное определение конструктивных параметров имитатора.

Полная постановка задачи состоит в приближении конструкции имитатора к КА по силе динамического воздействия КА на РН. В общем случае эта сила является функцией координат центра масс, осевых и центробежных моментов инерции, собственных частот продольных и поперечных колебаний, внешних заданных нагрузок.

В данной работе дается постановка задачи нахождения параметров имитатора из условия совпадения центра масс и тензора инерции КА и имитатора. Моменты инерции берутся относительно координатных осей, начало которых лежит в плоскости стыка КА и ракеты-носителя. Имитатор здесь должен иметь девять степеней свободы.

На практике у КА, как правило, центробежные моменты инерции на порядок меньше осевых, поэтому их можно, в первом приближении, не учитывать. Тогда неизвестных остается шесть. Обычно КА проектируют так, что центр масс лежит на оси КА: это уменьшает число неизвестных до четырех. Если также учесть незначительное различие моментов инерции относительно поперечных координатных осей и положить их равными, то останется три неизвестных.

В таком случае имитатор должен иметь три степени свободы, что соответствует выбранной конструктивной схеме имитатора, в которой на центральный стержень одевается подвижная муфта с двумя поперечными взаимно перпендикулярными направляющими, на которых симметрично установлены по два подвижных одинаковых диска на разных расстояниях.

Такой имитатор будет совпадать с КА по трем характеристикам: по расстоянию от плоскости стыка КА и РН до центра масс имитатора (КА), по двум моментам инерции относительно продольной и поперечной координатных осей. Отсюда расчетным путем находят проектные параметры имитатора.

Для совпадения имитатора с КА по частотам необходимо решать задачу жесткости, т.е. подбирать соответствующие материалы и профили стержневых элементов в конструкции имитатора.

Application of Spacecraft Simulators at Tryout of the Interface Carrier Rocket — Spacecraft

Petrokovsky S.A.¹, Musatov R.V.², Egorov V.N.³

¹Khrunichev State Research and Production Space Center, ²CJSC “Energokonstrakt”, ³OJSC National Institute of Aviation Technologies (NIAT), Moscow

Spacecraft simulators are used to solve quite a number of problems in statics, dynamics, and control. For the first time it was suggested to estimate influence of a spacecraft on a carrier rocket by simulators at ground and flight tryout of the system carrier rocket «Proton-M» — spacecraft. This considerably cut down both the time and cost of a spacecraft launch preparation. We selected a diagram of a simulator, worked out construction and carried out an experiment-calculated design characterization of the simulator.

Overall formulation of the problem includes approaching simulator design to that of a spacecraft by dynamic impact of the spacecraft on the carrier rocket. In general case this force is a function of the coordinates of mass center, axial moment of inertia and product of inertia, natural frequencies of longitudinal and transverse vibrations, external stated load.

In the paper we formulated the problem of finding simulator parameters from the matched condition of the center of mass and inertia tensor of the spacecraft and simulator. We took moments of inertia relative to the coordinate axes: the origin of the coordinates was in the interface surface of the spacecraft and carrier rocket. Here the simulator must have nine degrees of freedom.

In practice products of inertia of a spacecraft are by a factor of ten less than the axial ones as a rule, that was why we could disregard them as a first approximation. Then we had six unknowns left. Usually spacecrafts are designed so that mass centre is on the axis of the spacecraft; this reduces the number of unknowns to four. If we also take into account small difference of longitudinal moments of inertia and assume them equal, then three unknowns are left.

In this case a simulator must have three degrees of freedom; and this fit the chosen construction diagram of the simulator. In the diagram a movable coupling is put onto the central rod. The coupling has two transversal mutually perpendicular guides; on each guide there are two movable identical disks symmetrically placed at different distances.

Such simulator will coincide with a spacecraft by three characteristics: by spacing of interface surface of the spacecraft and carrier rocket to mass centre of the simulator (spacecraft), by longitudinal and transversal moments of inertia. Hence we found design objectives of the simulator by calculation.

In order to establish frequency coincidence of the simulator and a spacecraft we had to solve a problem of rigidity, i.e. match corresponding materials and shapes of the rod elements in the simulator structure.

Применение переменных матричной структуры в программах моделирования субоптимального управления сложными системами

Мынкин В.А., Правидло М.Н.

ГосМКБ «Вымпел», г. Москва

Настоящее направление исследований представляет собой базис для построения методики оптимизации управления сложными системами, альтернативной исследовательским методикам, использующим циклическую вариацию параметров, сопряжённую с большим количеством итераций исследуемых процессов. Принцип применения переменных матричной структуры в моделировании концептуально схож с нейронными сетями и основан на критериях оптимальности, применимых к состоянию системы в режиме реального времени, которое может быть описано, например, уравнением изменения её энергии. На вход оптимизируемого блока в процессе работы системы подаётся не одно управляющее значение, а вектор дискретных значений, отвечающий рациональному диапазону входного параметра. Это позволяет при наличии чёткого критерия вычислить его экстремум в заданной области и определить субоптимальное значение управляющего сигнала, реализующее требуемое состояние системы с минимальными потерями. В качестве примера можно рассматривать задачу разворота летательного аппарата на определённый курсовой угол за кратчайшее время с минимальными потерями кинетической энергии, где входным вектором будет являться дискретный набор перегрузок нужного знака в определённом диапазоне. Такая система примет в контур управления то значение, которое по оценке, полученной с использованием априорных данных, соответствует реализации, например, максимального полётного качества в конкретных текущих условиях автономной работы.

В ракетно-космической и авиационной технике существует большое множество задач управления, связанных с оптимизацией процессов в режиме реального времени. Рассмотренный метод, по сути, вносит дополнительную вычислительную операцию в оптимизируемый блок контура, которую можно назвать фильтром неоптимальных значений входа. Преимуществом такого метода оптимизации является его реализуемость непосредственно в системах управления объектами, а в

перспективе позволяет организовывать в объектах управления n -мерную оптимизацию параметров за счёт последовательного смещения моментов выбора каждого из них по сетке дискретизации времени.

Using the matrix structure variables in complex system local optimum control simulating programs

Mynkin V.A., Pravidlo M.N.
State MDB “Vympel”, Moscow

The present researches direction represents a basis for building of the methods of complex system operating optimization, which alternative for research methods, using cyclic variation of parameters and attended with great amount of investigation processes iterations. The principle of using matrix structure variables in modeling is conceptual similar to neural networks and is founded on optimum criteria, applicable to any system condition in real-time mode, which can be described as equalization of the own energy change, for example. Not one controlling value is entered to input of the optimized block during system functioning process, but discrete values vector, agreeable to parameter rational range. The presence of precise criterion allows to calculate its extreme in established area and to determine local optimum of controlling signal value, realizing required system condition with minimized negative profit. It's possible to consider on the task of aircraft U-turn to determined course angle during the shortest manoeuvre time with minimum kinetic energy waste, where input vector will be a discrete set of overloading at the established range, for example. Such system will receive to autopilot that signal value, which agreeable to realization, according the note, received by using priori data, for example, maximum “flight quality”, for concrete current condition of the autonomous work.

There are a lot of controlling tasks in space-rocket and aircraft technology, accordance with processes optimization in real-time mode. At bottom the considered method adds to optimized “circuit” block the one computing feedback operation, which can be named the nonoptimal entries filter. The Advantage of such optimization method is its applicability directly in objects control system, and in prospects it allows to organize n -measured parameters optimization of control objects, reached by consistent displacement of selection moment on discrete time axis each of them.

Перспективы использования самоотверждающихся составов в конструкции аэроупругих тормозных устройств космических аппаратов

Алифанов О.М., Будник С.А., Нетелев А.Н.
МАИ, г. Москва

Использование надувных (аэроупругих) конструкций в спускаемых аппаратах (СА) в ряде случаев может представлять большой интерес, т.к. эффективным способом уменьшения величины баллистического параметра, определяющего уровни тепловой и аэродинамической нагрузок при спуске аппаратов в атмосфере, является выполнение СА с максимально допустимым в конструкционном смысле поперечным сечением. В этом случае торможение СА происходит в более высоких слоях атмосферы, что снижает уровень тепловой нагрузки.

Однако воздействие на аэроупругие тормозные устройства (АТУ) наполненные газом набегающего потока, при входе изделия в атмосферу, приводит к возникновению нештатных колебаний оболочки, изменению ее геометрии и реализации на ее поверхности нерасчетных тепловых режимов, которые влекут за собой разгерметизацию надувной оболочки и разрушение изделия. В настоящее время произвести расчет этих эффектов не представляется возможным вследствие отсутствия адекватных математических моделей и алгоритмов их решения.

Использование в конструкции каркаса из затвердевшей пены позволяет повысить жесткость конструкции, а как следствие ее динамическую устойчивость и надежность.

Также, в качестве многослойного армирующего материала для композиционного отверждаемого слоя оболочки герметичной камеры АТУ могут быть эффективно использованы многослойные сетки из стекловолокна или полимерного волокна, сформированные путем сшивания нескольких однослойных сеток.

Работа выполнена в рамках проекта «Инновационный спускаемый с орбиты аппарат - демонстратор внедрения аэроупругих развертываемых при полете в космосе и в атмосфере элементов конструкции в космическую технику».

Анализ зависимости затрат топлива при непрямом перелете к точке L2 системы Земля-Луна от времени запуска аппарата

Николаева Ю.А.¹, Аксенов С.А.¹, Данхэм Д.У.²

¹МИЭМ НИУ ВШЭ, г. Москва; ²KinetX, США

В данной работе были проведены моделирование и анализ траекторий для непрямого перелета космического аппарата к точке L2 системы

Земля-Луна, расчет окон запуска аппарата и исследование зависимости затрачиваемого топлива от времени начала миссии для 2021 года.

Общая схема миссии такова: аппарат выводят с Земли на парковочную орбиту, откуда маневром ТП ($\Delta V=3,14$ км/с) он направляется к Луне. В лунном перицентре данного участка орбиты (высота над поверхностью Луны – 50 км) движение аппарата замедляется маневром S1 ($\Delta V=191$ м/с). Затем аппарат направляется в окрестность точки L2, после чего снова облетает Луну на высоте 49 км от её поверхности. В момент второго облета Луны совершается гравитационный маневр S2 ($\Delta V=171$ м/с), возвращающий аппарат на Землю. На участке траектории между точками S1 и S2 совершается маневр Orbit Normal ($\Delta V=24$ м/с), корректирующий плоскость движения аппарата. Т.о., суммарные затраты топлива без учета маневра ТП составляет 386 м/с.

Основными характеристиками миссии являются: общее время полета, суммарный импульс, степень освещенности обратной стороны Луны, время, когда аппарат виден или не виден с Земли, и др. Для миссий по изучению обратной стороны Луны ключевыми характеристиками являются суммарный импульс и степень освещенности обратной стороны Луны. Локальная оптимизация этих параметров может достигаться многими способами, один из них – это изменение времени запуска аппарата.

Аппарат можно запустить на указанную траекторию только в ограниченный промежуток времени, называемый окном запуска. Дни, для которых анализировалась возможность реализации миссии, были выбраны так, чтобы степень освещенности обратной стороны Луны была максимальна (такие дни соответствуют новолунию на Земле). Из указанных дней были выбраны те, для которых суммарный импульс минимален.

В результате расчетов были получены окна запуска для дней 2021 г. с наибольшей степенью освещенности обратной стороны Луны. Наиболее длинным окном запуска является окно для 28-29 октября, его продолжительность – 8 часов 50 минут, самым коротким – окно для 1 июня с продолжительностью 9 минут. Минимальный суммарный импульс для исследуемых дней колеблется от 320 до 584 м/с. Наименьший суммарный импульс получен 31 мая, он составляет 320 м/с, степень освещенности в этот день равна 98%, продолжительность окна – 15 минут.

Analysis of relation between fuel costs of indirect flight to the L2 point of the Earth-Moon system and launch time

Nikolaeva Yu.A.¹, Aksenov S.A.¹, Dunham D.W.²

¹MIEM NRU HSE, Moscow, ²KinetX, USA

The theses are concerned with simulation and analysis of the indirect flight to the L2 libration point of the Earth-Moon system trajectories, calculation of the launch windows for a spacecraft and study of relation between fuel costs and launch time.

The general pattern of the mission is following: the spacecraft moves from the Earth to a parking orbit. Then, using a maneuver (named TTI, $\Delta V=3,14$ km/s) it is guided to the Moon. Once the spacecraft reaches the periselene of this part of trajectory (50 km above the lunar surface), the S1 maneuver is burnt ($\Delta V=191$ m/s). Then the spacecraft moves to a neighborhood of the L2 point and reaches the Moon again. Another maneuver is burnt at the moment of the second lunar swingby (S2, $\Delta V=171$ m/s), which returns the spacecraft to the Earth. While the spacecraft is between S1 and S2 points, a maneuver Orbit Normal is used. It is aimed to correct the plain of the spacecraft trajectory. Thus, total impulse of the mission (excluding TTI) is 386 m/s.

The essential features of the mission are: total flight time, total impulse, rate of illuminance of the far side of the Moon, eclipse time, etc. Total impulse and rate of illuminance are principal features for missions to study the far side of the Moon. Local optimization of this features can be obtained in many ways, varying the launch time is one of them.

A spacecraft can be launched to this trajectory in limited period of time every day named launch window. Days for analyzing of launch time are days of new moon on the Earth (to have the highest rate of illuminance of the far side of the Moon). Then the days with the lowest fuel costs were chosen.

The calculations yielded launch windows for days of 2021 with the highest rate of illuminance of the far side of the Moon. The longest launch windows is a window for October 28-29, it lasts for 8 hours 50 minutes. The shortest window is window of June 1, its duration equals 9 minutes. Minimal total impulse is obtained on May 31, it equals 320 m/s, the rate of illuminance is 98%, launch window duration is 15 minutes.

Нормирование ресурса изделий ракетно-космической техники с учетом планового профилактического обслуживания, плановых и аварийных замен

Золотов А.А., Нуруллаев Э.Д.

МАИ, г. Москва

В работе рассматриваются вопросы обеспечения надежности изделий ракетно-космической техники на этапе разработки и эксплуатации.

Проведен анализ необходимости и достаточности обеспечения и поддержания требуемого уровня работоспособности изделий ракетно-космической техники при длительной эксплуатации путем проведения технического обслуживания.

Представлены методы прогнозирования и оценки вероятностно-стоимостных параметров технического обслуживания изделий ракетно-космической техники, позволяющие проводить параметрический анализ влияния различных факторов на принятие проектно-эксплуатационных решений.

Представлены методы расчета ресурса изделий ракетно-космической техники, периодичности планового профилактического обслуживания и кратности резерва, обеспечивающих удовлетворение заданных требований по надежности при минимальных затратах материальных средств.

Работоспособность представленных методов проиллюстрирована на модельных примерах.

Результаты проведенного анализа показывают, что принятие конкретных параметров технического обслуживания зависит от вероятностно-стоимостных характеристик изделий ракетно-космической техники и условий эксплуатации.

Представленные результаты могут быть полезными для специалистов по разработке и эксплуатации изделий ракетно-космической техники и для студентов соответствующего профиля.

The space and rocket technics products resource rationing allowing for planned preventive maintenance, planned and emergency replacements

Zolotov A.A., Nurullaev E.D.

MAI, Moscow

The questions of space and rocket technics products reliability providing at development and operational stages are considered.

The analysis of space and rocket technics products providing and supporting **necessity** and sufficiency on demanded level operability at long operations by maintenance is carried out.

The methods of space and rocket technics products maintenance probabilistic and cost parameters forecasting and assessment allowing parametrical analysis of project and operational decisions various factors influence are presented.

The methods of space and rocket technics products resource calculation, planned preventive maintenance frequency calculation, reserve rate frequency calculation providing reliability requirements satisfaction at the minimum expenses are presented.

The operability of presented methods is illustrated on model examples.

The results of carried out analysis show that maintenance parameters acceptance depends on probabilistic and cost characteristics of space and rocket technics products and operational conditions.

The presented results can be useful to specialists in space and rocket technics products development and operations and to corresponding profile students.

Модернизация и совершенствование технологических процессов получения литых заготовок авиационных деталей

Огнев Ю.Ф., Денисенко Ю.П., Мозговой В.М., Бронникова Е.С.
Филиал ДВФУ, ААК «Прогресс», г. Арсеньев, Приморский край

Рост требований к качеству, надёжности и безопасности авиационной техники предполагает совершенствование и модернизацию технологических процессов, начиная с получения заготовок. На предприятии ОАО ААК «Прогресс» внедрён проект модернизации и технического перевооружения литейного производства, направленный на повышение следующих показателей: производительности труда и фондоотдачи; улучшение условий труда и качества выпускаемой продукции; расширение технологических возможностей литейного цеха. Согласно этому проекту произведена реконструкция литейного производства, замена морально устаревшего и физически изношенного литейного и лабораторного оборудования. Внедрена одна из современных конкурирующих технологий в области литейного производства в России и за рубежом – технология производства литейных форм с применением холодно-твердеющих смесей (ХТС) на комплексной литейной линии, работающей в симбиозе с машиной литья под низким давлением. Данная технология позволяет получать высококачественные сложные тонкостенные отливки с разветвлённой поверхностью из алюминиевых и магниевых сплавов.

Для эффективного высококачественного проектирования литейных технологий внедрён программно-технический комплекс для анализа и разработки литейных процессов. Он включает в себя программы для ЭВМ: «MAGMA SOFT» – анализ литейных процессов, «DeskArtes» – проверка и исправление САД модели, – рабочую станцию DEPO Race X 350. Комплекс предназначен для эффективного высококачественного проектирования литейных технологий литья.

Для обеспечения системы контроля отливок внедрены технологии контроля на бесконтактной измерительной системе ATOS; рентгеновском вычислительном томографе CT-850XCSF для получения полной информации о трехмерном строении, а также для дефектоскопии сложных деталей и узлов; комплексе цифровой радиографии ФОСФОМАТИК-35 для высококачественной оперативной

беспленочной рентгенографии; анализаторе фрагментов микроструктуры твердых тел «SIAMS-700.

Проведен анализ по количеству дефектов встречающихся в отливках, полученных по старой технологии (литьё в песчано-глинистые формы со свободной заливкой) и новой технологии (литьё ХТС с заливкой на машине литья под низким давлением). Анализ показал, что количество дефектов в литых заготовках, полученных на новой литейной линии с заливкой под низким давлением, устойчиво и значительно снижается.

Modernization and improvement of technological processes of castings production for aircraft parts

Ognev Y.F., Denisenko Y.P., Mozgovoy V.M., Bronnikova E.S.
The Arsenyev FEFU branch, AAC «Progress», Arsenyev

Growth of requirements for quality, reliability and safety of aircraft engineering involves the improvement and modernization of technological processes, starting from castings production. In the company OJSC AAC «Progress» the project of modernization and technical re-equipping of the foundry is implemented, the project is aimed at improvement of the following factors: labor productivity and capital productiveness; improvement of working conditions and quality of output product; enhancing the technological capabilities of the foundry shop. Under this project has been done the reconstruction of foundry, replacement of worn out and outdated foundry and laboratory equipment. Implemented one of the modern and competing technologies in the field of foundry production in Russia and abroad – technology of foundry moulds manufacturing with the application of cold-hardening mixtures (CHM) at the integrated foundry line, working in symbiosis with low pressure casting machine. The given technology allows receive complex high-quality thin-walled castings with multi-hole surface made of aluminum and magnesium alloys.

For effective and high-quality designing of foundry technologies a program and technical complex for analysis and development of foundry processes have been introduced. It includes programs for computer: «MAGMA SOFT» – analysis of foundry processes, «DeskArtes» – checking and modification of a CAD model, – workstation DEPO Race X 350. The complex is designed for efficient high-quality designing of foundry casting technologies.

With a view to ensuring castings inspection system, there were introduced the following: inspection technologies at non-contacting measuring system ATOS; at X-ray computed tomography CT-850XCSF for complete information about the three-dimensional structure, as well as for defectoscopy of complex parts and assembly components; at complex of digital radiographic analysis FOSFOMATIC-35 for high-quality operative filmless

X-radiography; at solid bodies microstructure's fragments analyzer «SIAMS-700».

Analysis of defects quantity has been done at castings produced under the old technology (pouring into sand-clay moulds) and new technology (pouring in cold-hardening mixtures with pouring process at low pressure machine). The analysis showed that, quantity of defects of castings, produced at the new foundry line with the pouring process under low pressure, consistently and greatly reduced.

Многорежимный планетоход индивидуального использования

Тузиков С.А.¹, Кульков В.М.¹, Крайнов А.М.¹,

Орлов Д.В.², Гусаров А.О.²

¹МАИ, ²ГБОУ СОШ №224, г. Москва

Планетоход индивидуального использования относится к классу транспортных средств, сочетающих свойства колесных, шагающих и прыгающих вездеходов. Планетоход предназначен для механизированного перемещения космонавта на поверхности Луны, Марса или астероидов. Аппарат рассчитан на работу космонавта в автономном скафандре и имеет в своем составе ходовую часть, подвесную платформу и приборно-энергетический модуль (управление, энергообеспечение, навигация, связь).

Ходовая часть аппарата включает колесную пару, выполненную по схеме "2×2", и трансмиссию с индивидуальными электроприводами и редукторами в ступицах колес ("мотор-колеса"). Два колеса планетохода расположены параллельно друг другу по сторонам небольшой площадки для ног космонавта. Колеса имеют пневматические шины, формирующие их геометрию, обеспечивающие расчетное сцепление с поверхностью, генерацию и демпфирование колебательных режимов. Подвесная платформа, размещающая космонавта и приборный модуль, с помощью сцепных муфт связана с мотор-колесами, обеспечивая их дифференциальное вращение, а также маятниковое движение подвесной платформы. Динамика движения определяется двумя источниками – вращением колесной пары с электроприводом и маятниковым движением космонавта на платформе, подвешенной на оси колесной пары. Управляющее устройство суммирует эти движения, связывая их с частотой собственных колебаний аппарата на упругой опоре шин колесной пары с синхронизацией маятникового движения подвесной платформы с космонавтом и колебаний упругой системы.

Аппарат позволяет выполнять различные режимы движения: качения по поверхности, шаговый, рикошетирующего (прыжкового) перемещения.

Режим качения – дифференциальное вращение колесной пары электроприводом при компенсации момента реакции смещением нейтральной центровки платформы с космонавтом.

Шаговый режим – обеспечивается циклическим маятниковым движением подвесной платформы с космонавтом. Амплитуда и частота колебаний поддерживается движениями космонавта или приводом при регулируемом с помощью сцепной муфты моменте на валу колесной пары.

Рикошетирующий режим – прыжковое движение планетохода с управляемыми амплитудой и частотой и регулируемым подскоком при касании поверхности.

Аппарат имеет складную пневматически разvertываемую конструкцию, компактную в сложенном состоянии, пакетируемую в дополнительном переносном ранце – части экипировки космонавта.

Рассмотренные технические решения позволяют разработать перспективный индивидуальный компактный многорежимный планетоход.

Multimode planetary rover of individual use

Tuzikov S.A.¹, Kulkov V.M.¹, Kraynov A.M.¹, Orlov D.V.², Gusarov A.O.²

¹MAI, ²SBEI school № 224, Moscow

The planetary rover of individual use belongs to the class of the vehicles combining properties of wheel, walking and jumping all-terrain vehicles.

The planetary rover is intended for the mechanized movement of the astronaut on a surface of the Moon, Mars or asteroids. The vehicle is designed to operate off an astronaut in a spacesuit and incorporates the chassis, a suspended platform and device-power module (control, power supply, navigation, communication).

Chassis unit of the vehicle includes wheel couple designed on the scheme "2×2", and a transmission with individual electric drives and reducers in the wheel hubs (the "motor-wheels"). Two planetary rover wheels are located in parallel each other on the sides of a small platform for feet of the astronaut. Wheels have the pneumatic tires forming their geometry, providing settlement traction with a surface, generation and damping of oscillatory modes. The suspended platform placing the astronaut and the instrument module, by means of clutches is connected with motor-wheels, providing their differential rotation, and also pendulum movement of a suspended platform. Dynamics of movement is determined by two sources – the rotation of a wheel couple on the electric drive and pendulum movement of the astronaut on a platform suspended on an axis of wheel couple. The control device summarizes these movements, connecting them with the frequency of own oscillations of the vehicle on an elastic support of tires of wheel couple

with synchronization of pendulum movement of a suspended platform with the astronaut and oscillation of elastic system.

The vehicle allows one to perform various driving modes: rolling on a surface, step, ricocheting (hopping) movement.

Rolling mode - differential rotation of wheel couple by electric drive at compensation of the torque of reaction by shift of neutral centering of a platform with the astronaut.

Step mode – is provided with cyclic movement of a suspended platform with the astronaut. Amplitude and frequency of the oscillations is supported by movements of the astronaut or the drive at the torque regulated by means of the clutches on a hubs of wheel couple.

Ricocheting mode – hopping motion of a planetary rover with controlled amplitude and frequency and adjustable jumping up at a surface contact.

The vehicle has a retractable pneumatic developed design, compact when folded, packaged in an additional portable knapsack – part of equipment of the astronaut.

The considered technical solutions allow to developing a forward-looking individual compact multimode planetary rovers.

Современные методы поэтапного обеспечения надежности космических аппаратов связи и ретрансляции длительного функционирования

Матюшев Р.А., Патраев В.Е., Максимов Ю.В.

ИСС, г. Железнодорожск, Красноярский край

Разработана структурно-логическая методология обеспечения надёжности космических аппаратов (КА) связи и ретрансляции, реализованная в ОАО «ИСС» им. академика М.Ф. Решетнева» при создании таких современных КА, как «Экспресс-АМ», «Амос-5», «Телком-3», «Ямал-300К», «Луч-5А» и др. с требуемыми САС 10-15 лет. Она характеризует связь общих проблем по обеспечению надёжности КА и частных задач исследований:

Методы обеспечения и оценки надёжности КА на этапе проектирования:

Аппарат и методологию анализа обеспечения надёжности КА (функциональный анализ, анализ нагрузок на комплектующие, анализ ресурса и сохраняемости, анализ худшего случая, анализ нештатных и аварийных ситуаций, анализ перерывов в работе, анализ готовности КА, анализ надёжности). Анализ надёжности (безотказности) предусматривает:

Модель надёжности КА и составных частей, включающую:

Обоснование понижения базовой среднегрупповой интенсивности отказов в партиях электрорадиоизделий (ЭРИ) после дополнительных испытаний (ДИ) в ИТЦ;

Метод количественной оценки поправочного коэффициента для базовой среднегрупповой интенсивности отказов ЭРИ в партиях, прошедших ДИ.

Модель проектной оценки коэффициента готовности.

Методологию НЭО и методы подтверждения надежности на этапах НЭО, включающую:

Методологию выбора рационализированной НЭО КА, создаваемых на базе квалифицированных платформ (схема отработки, структура НЭО, методы рационализации НЭО, алгоритм поддержки принятия решения по выбору рационализированного объема НЭО, методы оценки эффективности рационализированной НЭО.

Методы оценки надёжности КА на этапах НЭО, учитывающие результаты дополнительных отбраковочных испытаний партий ЭРИ в ИТЦ.

Экспериментальные методы оценки и индивидуального прогнозирования надежности КА при летных испытаниях и штатной эксплуатации (система показателей надёжности и технического состояния, система критериев для положительной оценки результатов ЛИ и эксплуатации КА, расчетно-экспериментальные и экспериментальные методы оценки показателей надёжности КА на этапах ЛИ и эксплуатации).

Данные методы позволяют подтвердить требуемую надежность КА при создании и гарантировать её при штатной эксплуатации.

Оптимизация по критерию удельная масса – плотность тока электрохимических систем регенерации среды обитания для экипажа обитаемой космической станции

Прошкин В.Ю., Курмазенко Э.А.

НИИхиммаш, г. Москва

Общие затраты массы M_{Σ} для электрохимической системы регенерации среды обитания (ЭХС), предназначенной для жизнеобеспечения экипажа обитаемой космической станции (ОКС), включают 3 составляющих:

1. $M_{\text{ЭХС}}$ - масса ЭХС, состоящей из электрохимического аппарата (ЭХА), где идет электрохимический процесс (масса $M_{\text{ЭХА}}$) и оборудования, обеспечивающего работу ЭХА (масса $M_{\text{ОБ}}$). $M_{\text{ОБ}}$ - постоянная составляющая. $M_{\text{ЭХА}}$ - переменная составляющая, которая зависит от площади электрохимической ячейки $S_{\text{я}}$ и числа ячеек $N_{\text{я}}$. Т.е. $M_{\text{ОБ}} = \text{const}$, $M_{\text{ЭХА}} = M_{\text{ЭХА}}(S_{\text{я}}, N_{\text{я}})$.

2. $M_{\text{СЭП}}$ - масса системы энергопитания (СЭП) для ЭХС. $M_{\text{СЭП}}$ зависит от мощности, потребляемой ЭХА (т.е. от тока питания I и напряжения). Напряжение $U(i)$ - функция плотности тока i ($i = I/S_{\text{я}}$) - вольт-амперная характеристика (ВАХ) для ЭХА. $U(i)$ состоит из постоянной составляющей $U_0 = \text{const}$ (напряжение «идеального» ЭХА, когда отсутствуют потери, а вся подводимая энергия затрачивается на процесс) и меняющегося перенапряжения $\Delta U(i)$, зависящего от плотности тока i ($\Delta U(i)$ – это потери энергии, выделяющиеся как тепло). Т.е. $M_{\text{СЭП}} = M_{\text{СЭП}}(I \cdot U(i)) = M_{\text{СЭП}}^0(I \cdot U_0) + M_{\text{СЭП}}^*(I \cdot \Delta U(i))$.

3. $M_{\text{СТР}}$ - масса системы терморегулирования (СТР) для работы ЭХС. $M_{\text{СТР}}$ зависит от количества выделяющегося (и отводимого) в ЭХА тепла, определяемого током I и перенапряжением $\Delta U(i)$. Т.е. $M_{\text{СТР}} = M_{\text{СТР}}(I \cdot \Delta U(i))$.

M_{Σ} имеет постоянную M_{Σ}^0 и переменную M_{Σ}^* составляющие: $M_{\Sigma} = M_{\Sigma}^0 + M_{\Sigma}^* = M_{\text{Об}} + M_{\text{СЭП}}^0(I \cdot U_0) + M_{\text{ЭХА}}(S_{\text{я}}, N_{\text{я}}) + M_{\text{СЭП}}^*(I \cdot \Delta U(i)) + M_{\text{СТР}}(I \cdot \Delta U(i))$.

M_{Σ}^0 определяется конструкцией аппаратов и систем ОКС, а M_{Σ}^* можно оптимизировать по удельной массе путем выбора плотности тока в ЭХА. Увеличение плотности тока снижает $M_{\text{ЭХА}}(S_{\text{я}}, N_{\text{я}})$ (снижение площади $S_{\text{я}}$ и числа $N_{\text{я}}$ электрохимических ячеек), но ведет к росту перенапряжения $\Delta U(i)$, т.е. увеличивает затраты $M_{\text{СЭП}}^*(I \cdot \Delta U(i))$ и $M_{\text{СТР}}(I \cdot \Delta U(i))$.

При оптимизации ставим зависимости для $M_{\text{ЭХА}}(S_{\text{я}}, N_{\text{я}})$, $M_{\text{СЭП}}^*(I \cdot \Delta U(i))$ и $M_{\text{СТР}}(I \cdot \Delta U(i))$, выражаем $S_{\text{я}} = I/i$ и $U(i)$ через i (ВАХ для ЭХА). Делим M_{Σ}^* на число электрохимических ячеек $N_{\text{я}}$ и ток I . Получаем функцию: зависимость переменной составляющей общих затрат удельной массы для ЭХС (для тока 1 А через 1 ячейку) $m_{\text{уд}}^*_{\Sigma}$ от плотности тока i . Исследовав функцию на минимум, определяем оптимальную плотность тока для ЭХА,

Далее, при проектировании выбираются конструктивные параметры ЭХА ($S_{\text{я}}$ и $N_{\text{я}}$) из расчета его потребной производительности или оптимальный режим эксплуатации по плотности тока i для уже существующего ЭХА.

Как пример оптимизации ЭХС в докладе рассмотрена Российская система генерации кислорода «Электрон-ВМ» на основе электролиза воды, работающая на борту Международной космической станции.

Optimization of environment regeneration electrochemical systems for crew manned space station by specific weight-ampere density criteria

Proshkin V.Ju., Kurmazenko E.A.

JSC "NIIchimash", Moscow, Russia

Total mass rate M_{Σ} of environment regeneration electrochemical systems (ECS) designed for manned space station (MSS) life support includes 3 components:

1. M_{ECS} - ECS mass consists of an electrochemical device (ECD) based on electrochemical process (M_{ECD} mass) and equipment providing the ECD operation (M_D mass). M_D is a constant component. M_{ECD} is a variable component, which depends on the area of electrochemical cell S_C and the number of cells N_C . I.e. $M_D = \text{const}$, $M_{ECD} = M_{ECD}(S_C, N_C)$.

2. M_{PSS} - mass of the power supply system (PSS) for the ECS. M_{PSS} depends on the power consumption of ECD (i.e., the supply current I and voltage). The voltage $U(i)$ is a function of current density i ($i = I/S_C$) - current-voltage characteristic (CVC) for ECD. $U(i)$ consists of a constant component $U_0 = \text{const}$ (the voltage of the "ideal" ECD when there is no losses, and all input energy is spent on the process) and the changing overvoltage $\Delta U(i)$ depending on the current density I ($\Delta U(i)$ is the loss of energy released as heat). I.e., $M_{PSS} = M_{PSS}(I \cdot U(i)) = M_{SSP}^0(I \cdot U_0) + M^*_{SSP}(I \cdot \Delta U(i))$.

3. M_{TCS} - mass of the thermal control system (TCS) for ECS. M_{TCS} depends on the amount of released (and removed) the ECD heat, which is determined current and overvoltage $\Delta U(i)$. I.e., $M_{TCS} = M_{TCS}(I \cdot \Delta U(i))$.

M_{Σ} has a constant M_{Σ}^0 and a variable M^*_{Σ} components: $M_{\Sigma} = M_{\Sigma}^0 + M^*_{\Sigma} = M_D + M_{SSP}^0(I \cdot U_0) + M_{ECD}(S_C, N_C) + M^*_{SSP}(I \cdot \Delta U(i)) + M_{TCS}(I \cdot \Delta U(i))$.

M_{Σ}^0 is determined by the design of devices and systems of MSS, M^*_{Σ} can be optimized by specific weight through choosing the current density in the ECD. Increasing the current density decreases $M_{ECS}(S_C, N_C)$ (reducing the area S_C and the number of electrochemical cells N_C), but increases overvoltage $\Delta U(i)$, i.e. increases the cost of $M^*_{SSP}(I \cdot \Delta U(i))$ and $M_{TCS}(I \cdot \Delta U(i))$.

During optimization expressions $M_{ECD}(S_C, N_C)$, $M^*_{SSP}(I \cdot \Delta U(i))$ and $M_{TCS}(I \cdot \Delta U(i))$ are settled, $S_C = I/i$ and $U(i)$ are expressed through I (CVC for ECD). After M^*_{Σ} division to the number of electrochemical cells N_C and current I , the dependence function of the variable component of the total cost of the specific weight for ECD (for a current of 1A through 1 cell) $m_{SPEC}^*_{\Sigma}$ on the current density i is obtained. Examining the function at a minimum, the optimum current density for the ECD is determined.

Then, design parameters of ECD (S_C и N_C) are selected, based on its performance needs, or the optimal current density i is determined for the existing ECD.

Russian oxygen generation system, "Electron-VM", which is working aboard the International Space Station and based on the water electrolysis, is considered as an example of ECS optimization.

Создание и тестирование системы имитационного моделирования механических испытаний в режиме сверхпластичности с помощью специальной программы нагружения

Пузино Ю.А., Аксенов С.А.
МИЭМ НИУ ВШЭ, г. Москва

Компьютерное моделирование механических испытаний служит в первую очередь для корректной интерпретации их результатов, и особенно актуально в случаях, когда свойства материала при деформировании имеют нелинейный характер. Например, при изучении механических свойств материалов с высокой скоростной чувствительностью. В первую очередь – это сверхпластичные титановые сплавы. Сверхпластичные материалы проявляют способность к интенсивной пластической деформации без нарушения сплошности, если формоизменение происходит в узком диапазоне скоростей деформации, специфичном для каждого сплава и зависящем от температуры. При исследовании сверхпластичности материалов, необходимо поддерживать постоянную скорость деформации в образце. Это достигается проведением эксперимента по специальной программе нагружения, при которой скорость траверсы изменяется в процессе эксперимента.

Эксперименты на растяжение являются одними из основных методов тестирования материала при исследовании механических свойств сверхпластичности, например, сплава титана BT-6 (Ti-Al6-V4) при высоких температурах. Этим экспериментам отводится значительное место во многих процессах промышленной горячей листовой штамповки.

Основной поставленной задачей данной работы является написание и тестирование компонентов системы математического моделирования ЕММА. В качестве тестового задания была выбрана осесимметричная задача: тест на растяжение заготовки по специальной программе нагружения. Были вычислены необходимые параметры для проведения данного теста – условия постоянства скорости деформации, скорость движения траверсы и её траектория.

Для показа примера работы программы были заданы следующие параметры заготовки и инструмента. Размеры рабочей части (узкая

часть): длина – 4 мм, высота – 5 мм. Сама заготовка имеет сложную форму и вписывается в прямоугольник размерами 15×35 мм. КЭ сетка имеет сгущение внизу рабочей части. Граничные условия: левый нижний угол заделан, на нижней и левой сторонах задано условие симметрии. Движение с заданной скоростью задаётся с помощью части траверсы, которая прикрепляется с правой верхней стороны заготовки. Инструмент движется по заданной траектории вверх со скоростью, регулируемой в процессе эксперимента.

В результате моделирования были получены физические параметры, хорошо согласующиеся с экспериментальными данными. Это даёт обоснование для дальнейшего совершенствования системы EMMA.

Constructing and testing simulation system of mechanical tests of bar in superplastic mode with special strain program

Puzino Y.A., Aksenov S.A.
MIEM NRU HSE, Moscow

Computer simulation of mechanical testing is used primarily for the correct interpretation of their results and is particularly relevant in cases, when the properties of the material during deformation are essentially nonlinear. For example: when we study mechanical properties of materials with high rate sensitivity. First of all it is superplastic titanium alloys. Superplastic materials exhibit the ability to severe plastic deformation without discontinuities if forming occurs in a narrow range of strain rates, specific to each alloy and temperature-dependent. In the study of superplastic materials, it's necessary to maintain a constant rate of deformation of the sample. This is achieved by conducting an experiment with a special program loading, crosshead speed at which change during the experiment.

Experiments on stretching are one of the main methods of testing the material in the study of the mechanical properties of superplastic behavior, for example titanium alloy Ti-Al6-V4 (VT-6 in Russia) at high temperature. These experiments are prominently in many industrial processes of hot stamping.

The main subject of this work is to write and test components of new mathematical modeling system EMMA. As a test set was chosen axisymmetric problem: simulation of tensile test of bar with a special strain program. We calculated the parameters required for this test – it is the constancy of the speed of deformation, velocity of the beam and its trajectory.

To show an example of the program were set the following parameters for sample and tool. Profile is assumed to be axially symmetric. Dimensions of the sample (narrow part) are: length – 4 mm, height – 5 mm. Sample itself has a complicated shape and fits into a 15 × 35 mm rectangle. FEM is thickening at the bottom of the working section. Boundary conditions are:

lower left corner is embedded; symmetry condition is given on the bottom and left sides of the sample. The motion at a given speed is set using the tool (part of traverse), which is attached to the upper right side of the sample. The tool moves along a predetermined path upwards at a speed that varies during the experiment.

As a result of imitation modeling the physical parameters were obtained. They are in good agreement with the experimental data. This provides a basis for further improvement of the mathematical modeling system EMMA.

Физическое моделирование конструкции элементов космических аппаратов

Паршков А.Н., Ромашин А.А., Попов С.И., Морозов Г.И.
МАИ, г. Москва

В настоящее время в космической технике ощущается повышение внимания к экспедициям космонавтов, намечаемым в ближайшем будущем. Специалистам ясно, что конструкции компонентов пилотируемых аппаратов, долговременных лунных и планетных баз и служебных систем для них будут совсем не похожи на компоненты современной космической техники. В то же время в различных проектах, разрабатываемых в настоящее время используются преимущественно математические и виртуальные модели. С их помощью получают информацию о возможных технологических и эксплуатационных процессах, возможных в космических экспедициях.

Реализация этих проектов потребует создания конструкций, существенно отличающихся от современных, в том числе в связи с применением нанотехнологий и необычных материалов и форм. Математическими моделями эти факторы учесть невозможно. Поэтому авторы считают актуальным использование физического моделирования отдельных конструктивных элементов для объективной оценки возможных значений проектных параметров. Особенно эффективен этот метод в учебном процессе при подготовке специалистов для разных сфер создания космической техники.

В докладе приводятся результаты моделирования отдельных конструкций системы жизнеобеспечения для экипажа из 10 человек, совершающего длительный межпланетный полет. Модели были изготовлены в процессе выполнения курсового проекта студентами 4 курса 6 факультета МАИ.

Создание физических моделей разного масштаба (натурального, уменьшенного и увеличенного) позволяет инженерам по космической технике и учащимся более наглядно и объективно анализировать преимущества и недостатки различных вариантов космических конструкций.

Динамика схода с упругой направляющей балки летательного аппарата на двух скользящих опорах

Русских С.В.
МАИ, г. Москва

В настоящее время в авиационной технике возникают задачи, связанные с движением летательного аппарата или реактивного снаряда на скользящих опорах по упругой направляющей балке. Например, запуск современных беспилотных летательных аппаратов в ряде случаев осуществляется по направляющим.

Целью данной работы являлось исследование процесса схода летательного аппарата с балки и определение его кинематических параметров. При рассмотрении конечной стадии движения, при сходе первой опоры, было учтено появление дополнительной степени свободы за счет поворота аппарата относительно второй, еще не сошедшей, опоры.

В процессе решения задачи рассматривались поперечные нестационарные колебания упругой направляющей балки вдоль которой под действием силы тяги движется абсолютно жесткий аппарат. Силы, действующие на балку со стороны опор, определяются из уравнений движения с учетом перемещений балки. Были рассмотрены два случая расположения опор в сравнении с геометрическими размерами летательного аппарата. Перемещения балки представлялись по методу Ритца. Получены уравнения нестационарных колебаний балки в обобщенных координатах на всех этапах движения летательного аппарата по направляющей.

Рассмотрены примеры расчета. Была оценена сходимость результатов расчета и трудоемкость решения задачи. Исследовано влияние различных параметров балки и аппарата на перемещения балки, поперечную скорость и угловую скорость вращения аппарата при сходе с направляющей.

Результатом выполненной работы является оценка влияния начального искривления балки, за счет действия силы тяжести и заданной искривленной формы в виде трамплина, на баллистические параметры схода летательного аппарата с учетом специфики конечной стадии движения.

The dynamics of the descent from the elastic rail of a beam of the aircraft on two sliding bearings

Russkikh S.V.
MAI, Moscow

Currently in aviation engineering arise problems related to the movement of an aircraft or missile on the sliding bearings on the elastic rail beam. For example, the launch of modern unmanned aircrafts in some cases is carried out by the guides.

The aim of this work was the research of the process of the descent of aircraft from the beam and determination of the kinematic parameters. While considering the final stage of movement when the first bearing descends, it was taken into account that an extra grade of freedom appears at the expense of rotation of the aircraft towards the second bearing which hasn't left yet.

In the process of solving the problem were considered transverse unsteady vibrations of an elastic rail beam along which under the traction force an absolutely rigid machine moves. The forces acting on the beam from the bearings are found from the equations of motion taking into account the displacement of the beam. There were considered two cases of location of the bearings compared with the geometrical sizes of the aircraft. The displacements of the beams were presented by the Ritz method. There were obtained the equations of unsteady vibrations of the beam in generalized coordinates at all stages of the aircraft on the rail.

The examples of calculation are considered. The convergence of the calculation results and the complexity of the solution of the task were evaluated. The effect of various parameters of the beam and the machine on the displacement of the beam, the transverse velocity and angular velocity of rotation of the machine when leaving the rail was investigated.

The result of the work is the estimation of the effect of the initial curvature of the beam on ballistic parameters of descent of the aircraft taking into account the particularity of the final stage of the movement due to the effect of gravity and given curved shape as a springboard.

Сличение шкал времени с использованием сигналов глобальных навигационных спутниковых систем

Скакун И.О.
ЦНИИмаш, г. Королёв

Потребность в высокоточном сличении шкал времени возникает в различных отраслях науки и техники: начиная от систем передачи и распределения энергии и телекоммуникационных систем до национальных лабораторий времени и частоты. Примером из последней категории могут служить государственные системы единого времени, в

рамках которых вторичные государственные эталоны времени и частоты воссоздают национальную шкалу времени.

Основным ограничением текущих штатных технологий сличений с использованием сигналов ГНСС, которые применяются Международным бюро мер и весов при формировании всемирного координированного времени UTC, является дрейф получаемой оценки разности шкал времени, который связан с изменением систематических задержек, как в космическом аппарате, так и в навигационном приемнике. Данное ограничение может быть преодолено использованием для вычисления оценок разности шкал времени только фазовых измерений.

При работе только по фазовым измерениям возникает так называемая задача разрешения неоднозначности. Для её успешного решения помимо высокой точности используемых моделей необходимо знать с высокой точностью разность зенитных составляющих тропосферных задержек распространения навигационных сигналов. В случае, когда расстояние между сличаемыми станциями меньше ~50 км, задержки практически одинаковые и ими можно пренебречь, но в противном случае разность тропосферных задержек необходимо оценивать априорно или наряду с остальными параметрами задачи.

Целью данной работы является создание системы сличений шкал времени с использованием измерений сигналов ГНСС на основе технологии Common View с оценкой разности зенитных составляющих тропосферных задержек распространения навигационных сигналов.

На первом этапе выполняется разрешение неоднозначности для так называемой широкой комбинации измерений, что позволяет упростить дальнейшее разрешение неоднозначности для безионсферной комбинации.

На втором этапе одновременно уточняется разность шкал времени приемников и зенитные тропосферные задержки распространения навигационных сигналов по всем доступным космическим аппаратам с весами в зависимости от угла возвышения.

Полученные результаты сличений согласуются с другими технологиями сличений с погрешностью 75 пс. Таким образом, данный подход может служить основой для построения высокоточных систем сличений.

Comparison of the time scales using the signals of global navigation satellite systems

Skakun I.O.

TsNIIMash, Korolyov

The need for precisely comparison of time scales occurs in various fields of science and technology: from the transmission and distribution of energy and telecommunications systems to the time and frequency national laboratories. A unified state system of time within which the secondary national standards of time and frequency recreate the national time scale can serve as an example of the latter category.

The main limitation of the current full-time technology of comparisons using GNSS signals, which are used by the International Bureau of Weights and Measures in the formation of Coordinated Universal Time UTC, is the drift of the resulting estimates of the difference of time scales, which is associated with the change of systematic delays in the spacecraft, as well as in the navigation receiver. This limitation can be overcome by the use of only phase measurements to estimate the difference of time scales.

If you are working only on the phase measurements, a so-called problem of ambiguity resolution arises. For its successful solution besides high accuracy of the used models, we have to know with high accuracy the difference between zenith tropospheric propagation delays of navigation signals. In the case when the distance between stations is less than ~ 50 km, the delay is almost the same and it can be ignored, but otherwise the difference between the zenith tropospheric delays must be estimated a priori, or with the rest parameters.

The aim of this work is to create a system of comparison of time scales using measurements of GNSS, which is based on Common View technique with the evaluation of difference between zenith tropospheric propagation delays of navigation signals.

The first step is ambiguity resolution for the so-called wide-lane combination of measurements that can simplify further ambiguity resolution for iono-free combination.

At the second step, at the same time estimate the difference between the time scales of receivers and zenith tropospheric propagation delays of navigation signals for all available space vehicles with weights depending on the angle of elevation.

The results of comparisons are consistent with other technologies with a precision of 75 ps. Thus, this approach can serve as a basis for the construction of precisely comparison systems.

Повышение точности навигации высокоскоростных ВЛА с использованием многофункциональных БРЛС с АФАР

Сливко С.А.

МАИ, г. Москва

Высокоскоростные летательные аппараты (ВЛА), как правило, имеют в своем составе бортовые радиолокационные системы (БРЛС) различного назначения, обеспечивающие всепогодное в любое время суток приведение ВЛА в заданную точку пространства. Отличие навигации ВЛА от обычных летательных аппаратов заключается в более низкой маневренности ВЛА и скоротечности процесса приведения. Поэтому, для высокоточной навигации ВЛА ужесточаются требования к бортовой аппаратуре системы управления (БАСУ) по точности навигационных определений. Текущие навигационные измерения на борту осуществляет инерциальная навигационная система (ИНС), обладающая ограничениями (возрастающими ошибками) по точности навигационных измерений в течение времени полета ВЛА. В современных БАСУ, для повышения точности навигационных определений применяется аппаратура спутниковой навигации (АСН), производящая коррекцию навигационных параметров полета ВЛА с удовлетворительной точностью. Однако, в полете ВЛА могут возникнуть условия, при которых задача высокоточной навигации может быть возложена на БРЛС.

Маршрутная навигация ВЛА с использованием радиолокационной съемки участков местности с помощью БРЛС, работающей в режиме синтезирования апертуры антенны широко описана в литературе. Особенность применения этого режима заключается в необходимости создания и закладки на борт ВЛА эталонных изображений контрольных участков местности по разнородной априорной информации для проведения совместной корреляционной обработки изображений с целью определения ошибки навигационных определений местоположения ВЛА, с последующей коррекцией траектории полета. Использование режима синтезирования апертуры антенны совместно с моноимпульсным методом измерения угловых координат объектов позволяет уточнять скорость ВЛА одновременно с формированием радиолокационного изображения.

Наиболее перспективным направлением в использовании БРЛС является применение в них активных фазированных антенных решеток (АФАР). В работе представляется анализ требований к потенциальной точности навигации ВЛА при использовании многофункциональной БРЛС с АФАР и пример расчета основных параметров синтезирования изображения при проведении радиолокационной съемки участков местности.

Enhancement of High-Speed Flight Vehicle Navigation Accuracy Using a Multi-Functional On-Board Radar with an Active Phased Array Antenna (APAA)

Slivko S.A.

MAI, Moscow

High-speed flight vehicles (HSFV) have, as a rule, onboard radars of various application which make it possible to bring HSFV to the required point of space round the clock under any weather conditions. Navigation of HSFV differs from navigation of conventional flight vehicles, the difference being in lower maneuverability of HSFV and a short flight time. Hence, requirements to accuracy of navigational sightings of the control system onboard equipment are much higher for high-accuracy navigation of HSFV. Current navigational measurements on board are performed by the inertial navigation system (INS) which has limitations/accrued errors in accuracy of navigational measurements during the HSFV flight. Satellite navigation equipment is included in modern onboard equipment to enhance accuracy of navigational sightings. Such equipment corrects navigational parameters of HSFV flight with satisfactory accuracy. However, there may happen situations during the HSFV flight in which the task of high-accuracy navigation can be implemented by the onboard radar.

En-route navigation of HSFV using radar images of the terrain with the help of the onboard radar functioning in the mode of antenna aperture synthesizing is widely described in literature. A specific feature of using this mode consists in necessity of creating and loading into the onboard computer of reference images of terrain's checkpoints based on heterogeneous a priori information for joint correlation processing of images in order to identify an error in navigational sightings of HSFV location followed by flight trajectory correction. Using the antenna aperture synthesizing mode together with the monopulse method of measuring angular coordinates of objects makes it possible to update the HSFV speed simultaneously with radar image generation.

Application of active phased array antennas (APAA) looks as the most promising way of using the onboard radars. The paper analyzes requirements to potential accuracy of HSFV navigation using a multi-functional onboard radar with APAA, and gives an example of computation of main parameters of image synthesizing while collecting data about the terrain by the radar.

Особенности контроля вибрационных испытаний трехосевыми датчиками

Солныков И.Е., Дергачев А.А.
МАИ, г. Москва

При возбуждении объекта испытаний на одноосевых вибростендах по одной оси наблюдается вибрационное воздействие и по другим осям, часто связанное, как со сложной пространственной конфигурацией объекта испытаний, так и с особенностями испытательного оборудования. К последним относятся неравномерное распределение вибрационного ускорения по площади рабочего стола и поперечные составляющие вибрационного ускорения, данные явления наблюдаются и на вибростендах прошедших первичную аттестацию российского и импортного производства.

Для контроля уровней поперечных вибраций в системах управления вибростендами применяются трехосевые датчики. Уровни поперечных составляющих необходимо учитывать при выборе стратегии управления вибростендом, так как при контроле уровня ускорения по основной оси, уровни по другим осям, могут превысить допустимые. Тоже касается и такого явления, как неравномерность распределения вибрационного ускорения по площади рабочего стола вибростенда; контроль уровня в некоторой, неудачно выбранной «узловой» точке, может привести к некорректной работе системы управления вибростендом и так же превышению допустимых уровней вибрации.

При испытаниях объектов с низким запасом прочности, таких как летательные аппараты (изделия ракетно-космической техники), превышение допустимых уровней вибрации приводит к снижению ресурса изделия или к необратимым разрушениям конструкции.

Однако в некоторых случаях эти явления могут сыграть и положительную роль, если они рассматриваются как пространственное воздействие на объект, когда возбуждение по поперечным осям можно зачесть в счет проведенных по ним испытаний, что учитывается при составлении программ и методик вибрационных испытаний.

Литература

Сергиенко А. Б. Цифровая обработка сигналов. 2007

Макс Ж. Методы и техника обработки сигналов при физических измерениях. 1983.

Афонский А. А. Цифровые анализаторы спектра, сигналов и логики. 2009

Автоматическое управление вибрационными испытаниями / Гетманов А.Г., Дехтяренко П.И., Мандровский-Соколов Б.Ю. и др., М.: Энергия, 1978

**Программно-алгоритмическая система оценки ориентации и
угловой скорости космического аппарата по измерениям
астродатчика**

Соловьев И.В.

МОКБ «Марс», г. Москва

В работе представлена новая программно-алгоритмическая система астроориентации (САО), предназначенная для оценки ориентации и угловой скорости космического аппарата (КА) по бортовым астроизмерениям. САО включает в себя алгоритм распознавания звезд без использования априорной информации об ориентации, точечный алгоритм оценки ориентации и фильтр Калмана, генерирующий оценки кватерниона ориентации и вектора угловой скорости. Предложенная система обеспечивает автономное оценивание кватерниона ориентации и вектора угловой скорости КА в случаях, когда гироскопические измерители вектора угловой скорости неисправны или отсутствуют.

Алгоритм распознавания звезд использует следующие методы и подходы, обеспечивающие высокую скорость и надежность распознавания: использование в качестве «признаков» звездной конфигурации угловых расстояний между звездными парами в треугольниках; использование метода K -индексов для осуществления быстрого поиска необходимых звездных пар в бортовом каталоге; эффективный метод перебора звездных треугольников; использование четырехугольной звездной конфигурации («пирамиды») для распознавания всех звезд в кадре.

Точечный алгоритм оценки кватерниона ориентации, использующий новое приближенное решение задачи Г. Вахба, при обработке измерительной информации современных астродатчиков превосходит по быстродействию наиболее эффективные на сегодняшний день алгоритмы определения ориентации (QUEST, ESOQ, ESOQ2, FOAM) при одинаковой точности оценок.

Полученный кватернион используется как входной параметр фильтра Калмана, вычисляющего уточненный кватернион ориентации и вектор угловой скорости. Предложенный метод позволяет существенно упростить алгоритм фильтрации и повысить его надежность.

Результаты численного моделирования и тестирования демонстрируют эффективность разработанных алгоритмов и их устойчивость к шумам модели движения и измерений. Предложенная программно-алгоритмическая система повышает надежность систем ориентации КА, обеспечивая оценку полного состояния вращательного движения КА в случаях отказа гироскопов.

A system of algorithms for spacecraft attitude and angular rate estimation from star sensor measurements

Solovyev I.V.

Design and Development Bureau “Mars”, Moscow

This summary presents a novel algorithmic system of astro-orientation (SAO) designed to estimate the spacecraft attitude and angular rate from star sensor measurements. SAO includes a lost-in-space star identification algorithm, a batch attitude determination algorithm, and Kalman filter generating the estimates of the attitude quaternion and angular velocity vector. The proposed system enables autonomous attitude and angular rate estimation in cases when gyros measuring the angular velocity vector are either out of order or absent.

The star identification algorithm makes use of the following methods and approaches ensuring the high speed and high reliability of identification: the use of the angular separations between stars in stellar triangles as the features characterizing the stars configurations; the *K*-index method of fast search in the on-board catalog for the relevant star pairs; the use of four-star pattern (the “pyramid”) for identification of all the stars in the image.

The batch attitude quaternion estimation algorithm using a new approximate solution to the Wahba problem, being applied to the modern star sensors, exceeds in its speed the most efficient current attitude determination algorithms (QUEST, ESOQ, ESOQ2, and FOAM) and equals them in accuracy.

The resulting quaternion is then used as an input to the Kalman filter which computes the more accurate filtered quaternion and the angular velocity vector. The proposed method makes it possible to significantly simplify the filtering algorithm and to increase its reliability.

The results of numerical tests demonstrate the efficiency of the developed algorithms and their robustness to measurement and process noises. The proposed system should increase the reliability of space missions making it possible to estimate the full state of spacecraft rotating motion in cases of gyros' failures.

Выпуклая минимизация поглощенной дозы радиации и расхода рабочего тела при довыведении космического аппарата

Старченко А.Е., Сумароков А.В.

МФТИ, г. Долгопрудный; РКК «Энергия», г. Королёв

Доза радиации, поглощенная бортовой электроникой космического аппарата (КА) при довыведении на высокие целевые орбиты с помощью двигателей малой тяги, на порядки больше, чем в случае довыведения

двигателями большой тяги. Большие дозы радиации могут существенно снизить срок службы бортовой электроники и всего КА.

Для снижения дозы поглощённой радиации наряду с пассивными методами имеет смысл рассмотреть способ снижения дозы радиации путём выбора специальной траектории довыведения, а, следовательно, и управления движением центра масс КА. Для эффективного снижения дозы радиации задачу можно формализовать в виде двухкритериальной задачи оптимизации, один из критериев качества которой — затраты рабочего тела, а второй — доза радиации, полученная аппаратом.

Для построения парето-фронта указанной задачи оптимизации в работе предлагается метод промежуточных орбит. Суть его состоит в параметризации перелёта КА с начальной орбиты на целевую орбитальными элементами набора промежуточных орбит, через которые последовательно должен проходить этот перелёт. Теперь если каким-либо образом задать перелёты между промежуточными орбитами, то можно получить как функцию параметров промежуточных орбит расход рабочего тела, и полученную КА дозу. Составляя взвешенную сумму с положительными коэффициентами из полученных целевых функций, можно перейти к однокритериальной задаче оптимизации.

Полученная нелинейная функция обладает высокой размерностью и в общем случае плохо поддаётся минимизации. Построение парето-фронта задачи в случае траекторий с постоянным наклоном при увеличении высоты орбиты рассматривалось автором в докладах на прошлых конференциях, например в [1].

В данном докладе приводится построение нижней выпуклой оценки целевой функции, которая уже поддаётся эффективной численной минимизации. Также приведены некоторые минимумы этой целевой функции и получившийся парето-фронт. Не смотря на то, что из результатов минимизации оценки нельзя напрямую делать выводы об оптимальных траекториях исходного функционала, решения полученные для оценки можно использовать в качестве нетривиальных начальных приближений для применения алгоритмов глобальной оптимизации исходного функционала.

Литература

Старченко А. Управление космическим аппаратом, снижающее дозу радиации, полученную им на орбите // 11-я Международная конференция «Авиация и космонавтика —2012». 13–15 ноября 2012 года. Москва. Тезисы докладов. — СПб.: Мастерская печати, 2012. — С. 136–137.

Convex optimization of a low-thrust spacecraft orbit insertion trajectory with objectives of absorbed radiation dose and propellant consumption

Starchenko A.E., Sumarokov A.V.

MIPT, Dolgoprudny; RSC «Energia», Korolev

Unlike high-thrust using low-thrust propulsion spacecraft orbit insertion leads to absorbed space radiation dose increase by several orders of magnitude. Huge absorbed dose dramatically decreases spacecraft electronics operational time and eventually leads to whole spacecraft malfunction.

In addition to spacecraft shielding thickness increasing it is sounds promising to consider dose minimization by changing trajectory of insertion to goal orbit. Effective way to do it in this case is to formulate the problem in a form of two-objective optimization problem. The objectives are absorbed dose and mass of propellant consumed.

Intermediate orbits method (IOM) was introduced to calculate pareto frontiers of the problem. The IOM's main idea is to consider several intermediate orbits of the insertion trajectory and treat them as variable. Changing parameters P_i of the intermediate orbits and calculating trajectory passing through all of these orbits, it is possible to obtain absorbed dose and propellant consumption as functions of P_i .

To reduce the problem to a conventional single-objective optimization form weighted sum model is used. Derived single-objective nonlinear problem turned out to be highly dimensional and hard to solve in general form. But in case of trajectories with the same inclinations of intermediate orbits this problem was solved by authors and results was presented on the previous conference [1].

In this paper construction of the objective's convex lower bound is presented. Minima of the derived convex function can be easily found with help of modern convex optimization means. These minima and resulting pareto frontier are presented. In spite of fact that the minima of lower bound actually could not be minima of the objective itself, its can be used as initial guess in global optimization problem for the original objective.

References

Старченко А. Управление космическим аппаратом, снижающее дозу радиации, полученную им на орбите // 11-я Международная конференция «Авиация и космонавтика—2012». 13–15 ноября 2012 года. Москва. Тезисы докладов. — СПб.: Мастерская печати, 2012. — С. 136–137.

Современные способы защиты космонавтов от радиации

Тарасова М.А.
МАИ, г. Москва

Проблема радиационной безопасности человека в космосе возникла при подготовке первого космического полета. Для решения этой проблемы оказалось необходимым выполнить комплекс разработок, которые образовали новое прикладное научное направление – радиационную безопасность космических полетов. К ним относятся исследования характеристик ионизирующих излучений в космическом пространстве, обоснование критериев и нормативов радиационной безопасности человека в космическом полете, разработка инженерно-физических принципов и подходов к проектированию защиты пилотируемых космических кораблей, создание специальной службы радиационной безопасности. В данной работе рассматривается опасность радиационного воздействия для космонавтов, а также основные современные способы защиты, и новейшие разработки, которые смогут использоваться в будущем.

В настоящее время защита космонавтов от радиоактивного излучения ведется по нескольким направлениям – это так называемая активная защита, пассивная защита, необходимые медикаменты, а также разработка рациона питания, в который входили бы продукты, содержащие антиоксиданты (овощи и фрукты).

В качестве активной защиты в последние годы разрабатываются устройства, обеспечивающие магнитное поле, отталкивающее летящие в них заряженные частицы. Одно из таких устройств – спиралевидные сверхпроводящие проводники.

Под пассивной защитой подразумевается система защитных экранов и устройств, включая радиационное убежище, предназначенных для обеспечения радиационной безопасности экипажа во время космического полета. Защита от космических излучений основывается на поглощении энергии ионизирующего излучения специальными экранами или на отклонении потоков заряженных частиц электрическими или магнитными полями, создаваемыми у космического корабля.

Modern ways to protect of astronauts from radiation

Tarasova M.A.
MAI, Moscow

Problem of human's safely in space has occurred when the first flight was preparing to. It was necessary to implement complex of scientific developments which formed the new applied research area - radiation safety

of space flights. These include studies of ionizing space radiation's features, justification of the safety criteria and standards of human in space flight, development of engineering and physical principles of the manned spacecrafts' protection designing, creation of a special radiation safety service. In this work I examine the risk of radiation influence for astronauts as well as primary modern ways of safely and the latest developments, which will be used in the future.

Currently astronauts' protection from radiation is occurred in a few directions - the so-called active defense, passive defense, necessary medicines and development of the diet, which includes food containing antioxidants.

Devices providing a magnetic field which repel charged particles are designed as an active protection in recent years. Spiral-shaped superconducting wire is one such device.

Passive protection including the system of protecting screens, devices and fallout shelter. All this is intended for provision of crew's radiation safely during the flight. This protection is based on the absorption of ionizing radiation by special screens or on repulsing of particle flux by electric or magnetic fields production by spacecraft.

Анализ сложных схем полета к Юпитеру с использованием гравитационных маневров и импульсов скорости в глубоком космосе

Константинов М.С., Мин Тейн
МАИ, г. Москва

В данной работе анализируются сложные схемы полета к Юпитеру для ближайших окон запуска с использованием гравитационных маневров (у Земли, Венеры и Марса) и дополнительных импульсов скорости в глубоком космосе. Предполагается, что космический аппарата находится на низкой околоземной орбите. Химическая двигательная установка обеспечивает старт космического аппарата с этой орбиты и выход на гиперболическую траекторию отлета от Земли. После выхода на гиперболическую траекторию отлета от Земли химическая двигательная установка отделяется от космического аппарата. Космический аппарат оснащен собственной химической двигательной установкой. Она может обеспечивать импульсные приращения скорости на всей траектории полета. В частности, она может обеспечивать маневры в глубоком космосе (вдали от каких-либо небесных тел), может обеспечивать активные гравитационные маневры и, наконец, она обеспечивает торможение космического аппарата в окрестности планеты назначения - Юпитера.

При этом исследуемая транспортная задача формулируется как задача безусловной минимизации функции большого числа переменных.

Суммарный импульс скорости, обеспечивающий отлет космического аппарата от Земли, все активные маневры и в окрестности планеты назначения рассматривается минимизируемым функционалом задачи. Выбираемыми параметрами оптимизируемой схемы полета рассматриваются дата старта, время перелета от планеты к планете, моменты времени осуществления импульсов скорости в глубоком космосе и, компоненты векторов гиперболических избытков скорости отлета от планет.

В данной работе оптимизированы четыре схемы (маршрута) полета к Юпитеру:

- Земля – Земля – Юпитер ;
- Земля – Марс – Земля – Юпитер;
- Земля – Венера – Земля – Земля – Юпитер;
- Земля – Венера – Земля – Марс – Земля – Юпитер.

Представлены основные характеристики траектории для этих схем.

Анализируемая транспортная космическая система базируется на ракетоносителе «Протон», химическом разгонном блоке «Бриз» и химическом разгонном блоке с удельным импульсом 310с. Приводится баллистическая оценка массы космического аппарата.

Analysis of complicated flight schemes to Jupiter with gravity assists and deep space maneuvers

Konstantinov M.S., Min Thein
MAI, Moscow

This paper is devoted to the analysis of complicated flight schemes to the Jupiter for the next launch windows using the gravity assists from Earth, Venus and Mars and deep space maneuvers. It is assumed that the spacecraft (SC) is on the Low-Earth-Orbit (LEO). The chemical upper stage (ChUS) provides hyperbolic access velocity from LEO and is separated from the SC. The SC is equipped with its own chemical propulsion system and it can provide multiple impulses on the entire flight path. In particular, it can provide deep space maneuvers, active gravity assists and finally brake the spacecraft in the vicinity of the destination planet - Jupiter.

In this case, investigated the transport problem is formulated as the unconstrained minimization of a function of a large number of variables. The required total impulses (i.e. required impulse from LEO to provide required hyperbolic access velocity from Earth, all active maneuvers and required impulse to brake the spacecraft in the vicinity of the Jupiter) is considered as a objective function to minimized. The launch date, time of flight from planet to planet, moments of impulses in deep space and vectors of hyperbolic excess velocities from the planets are considered as a selected parameters to be optimized flight scheme.

In this paper, four flight schemes to Jupiter are analyzed:

- Earth-Earth-Jupiter;
- Earth - Mars - Earth - Jupiter;
- Earth - Venus - Earth - Earth - Jupiter;
- Earth - Venus - Earth - Mars - Earth - Jupiter.

And the main characteristics of trajectory for these schemes are presented.

The analyzed space transportation system is based on the rocket launcher "Proton", the chemical upper stage "Breeze" and the chemical upper stage with a specific impulse 310s. The mass estimation of the spacecraft is also provided.

Анализ распределений орбитальных параметров крупных космических объектов с использованием свободно распространяемой информации

Усовик И.В.

МАИ, г. Москва

Орбитальный мусор создаёт всё больше проблем для космических аппаратов (КА), функционирующих в околоземном космическом пространстве (ОКП). Этот риск будет однозначно возрастать, поскольку все большее количество государств осваивает технологии запусков спутников на околоземную орбиту. Обращающиеся вокруг Земли космические аппараты стали неотъемлемой частью нашей повседневной жизни. Мы зависим от них, получая услуги связи, метеорологическую информацию, проводя научные исследования и обеспечивая национальную безопасность. Реальное и всё более возрастающее беспокойство относительно безопасности и надёжности этих аппаратов вызывает угроза их столкновения с другими орбитальными объектами, включая космический мусор (КМ). В настоящее время мировое сообщество предпринимает большое количество мер, для предотвращения засорения ОКП, однако количество объектов продолжает увеличиваться. В случае если административные меры не помогут стабилизировать рост популяции КМ единственным выходом будет активное удаление фрагментов КМ.

В настоящее время проводится большое количество исследований, связанных с активным удалением фрагментов КМ. Одной из первых задач, которую необходимо решать при формировании подобных миссий, является задача выбора областей ОКП и конкретных объектов для активного удаления.

В работе проводится подробный анализ распределений орбитальных параметров крупных объектов в ОКП с использованием свободно распространяемой информации. На основании предварительного

анализа предлагается ряд объектов, которые должны быть удалены в первую очередь.

The analysis of distributions of orbital parameters of large space objects with use of freely extended information

Usovik I.V.
MAI, Moscow

Space debris creates more and more problems for the spacecrafts (SC) functioning in the near-earth space (NES). This risk will unambiguously increase as an increasing number of the states masters technologies of starts of satellites on Earth orbit. SC addressing round Earth became an integral part of our everyday life. We depend on them, receiving communication services, meteorological information, conducting scientific researches and ensuring national safety. The real and more and more increasing concern safety and reliability of these devices is caused by threat of their collision with other orbital objects, including the space debris. Now the world community undertakes a large number of measures, for prevention of a contamination of NES, however the quantity of objects continues to increase. In case administrative measures don't help will stabilize growth of population of space debris by the only exit -active removals of fragments of space debris.

Now a large number of the researches connected with active removal of fragments of space debris is carried out. One of the first tasks which needs to be solved when forming similar missions, the problem of a choice of the NES areas and objects for active removal is.

In work the detailed analysis of distributions of orbital parameters of large objects is carried out to NES with use of freely extended information. On the basis of the preliminary analysis a number of objects which have to be removed first of all is offered.

Проектирование солнечного паруса из шести шаров с изменяемыми отражающими свойствами и алгоритма для управления его ориентацией

Федоренко А.Н., Чумаченко Е.Н.
МИЭМ НИУ ВШЭ, г. Москва

Солнечный парус представляет собой очень тонкую, прочную мембрану большой площади с высоким коэффициентом отражения света. Давление света на парус позволяет придавать космическому аппарату ускорение без использования какого-либо топлива, и это явление может быть использовано для осуществления многих космических миссий. Если поверхность обладает изменяемыми отражающими характеристиками, например, под действием электрического тока, то регулируя давление на различные области

паруса можно создавать вращающие воздействия и управлять ориентацией космического аппарата. Предлагается вариант конструкции паруса из шести одинаковых шаров, скрепленных между собой длинными штангами. Поверхность всех шаров разбита на пиксели, каждому из которых в любой момент времени можно задать активное или неактивное состояние. Если пиксель активен, то он отражает основную часть падающего света, а если неактивен, то пропускает или поглощает большую его часть. Вся конструкция предполагается расположенной на орбите Земли, и поэтому на ориентацию оказывает влияние вращающий момент градиента гравитации.

В данной работе показано, что управляя пикселями можно осуществить поворот всей рассматриваемой конструкции вокруг произвольной оси на заданный угол и добиться стабилизации в требуемой ориентации. Была разработана специальная программа для моделирования вращательных маневров данного солнечного паруса со спутником в центре, реализующая алгоритмы для определения подходящей конфигурации пикселей в каждый момент времени. Анализируя работу программы, были получены оценки для вращающих воздействий и угловых скоростей в зависимости от геометрических и массовых параметров паруса, оптических коэффициентов материала и площади одного пикселя. Это позволяет подобрать необходимые длину штанг и радиус шаров для поворота конструкции. Исходя из этих параметров, а так же времени на осуществление маневра, можно сделать выводы о применимости паруса для управления ориентацией аппарата в определенной космической миссии.

Design of solar sail with six spheres of variable reflection properties design and attitude control algorithm

Fedorenko A.N., Chumachenko E.N.

МИЕМ NRU HSE, Moscow

A solar sail is a very thin, lightweight and resistant membrane with high reflectance of light. Solar radiation pressure accelerates a spacecraft without any fuel costs and this phenomenon can be used to accomplish many space missions. If the surface has variable reflective characteristics, for instance, using electric current, then solar pressure control can generate rotational torques for attitude control. Consider a solar sail with six spheres attached by mutually orthogonal long rods. Each sphere's entire surface is divided into pixels and each pixel can be specified in an active or non-active mode. Active pixels reflect most of the radiation while non-active pixels mostly transmit or absorb it. Consequently, the radiation pressure force on each pixel in different modes is different. The spacecraft is assumed to be in an Earth

orbit, so gravity gradient torque is considered as another major impact that depends on the orbital altitude.

In this work it is shown, that pixel reflectance control allows rotation of the entire structure with known moments of inertia around any axis and stabilization of it in predefined orientation. A special program was developed for rotation maneuvers simulation, which executes an algorithm of pixel activity selection in every time point. After analysis of simulation's results, estimation of rotation torques and angular velocities were obtained that depend on the space vehicle's geometry and mass parameters, optical coefficients of the material and the pixel size. These estimations allow finding necessary length of the rods and radius of the sphere for rotation. Based on these geometry parameters, it can be determined the feasibility of executing the rotation maneuver with such a solar sail in a real space mission.

Проектирование и анализ траектории космического аппарата, находящегося на орбите Лиссажу вокруг точки либрации

Федоренко Ю.В.¹, Аксенов С.А.¹, Данхэм Д.У.²

¹МИЭМ НИУ ВШЭ, г. Москва; ²KinetX, США

Данная работа посвящена исследованию траектории космического аппарата с выходом на орбиту вблизи точки либрации для задач исследования Солнечной системы. Поскольку коллинеарные точки либрации являются точками неустойчивого равновесия гравитационных сил в системе двух массивных тел, вращающихся вокруг общего барицентра, они могут использоваться для эффективного управления космическим аппаратом при реализации космических миссий. Управляющие импульсы, которые применяются к аппарату в окрестностях этих точек, позволяют существенно изменять траекторию, используя достаточно малые воздействия. Точка либрации L2 наиболее интересна тем, что для её достижения с Земли требуется наименьший управляющий импульс. Вывод аппарата на орбиту вокруг точки L2 может являться стартовым этапом миссий к различным объектам Солнечной системы.

Для доставки аппарата в окрестность точки L2 с целью последующего вывода на орбиту Лиссажу была использована идея непрямого перелета в окрестность точки L2 с применением облета Луны. Таким образом, при реализации траектории, облет Луны осуществляется дважды: при доставке аппарата на орбиту Лиссажу и при возвращении на Землю.

В целом, при реализации предлагаемой траектории требуется 6 управляющих маневров в окрестности Луны. Первый маневр (S1) совершается при первом облете Луны для направления аппарата в окрестность точки L2. Второй маневр (TTL) применяется для вывода аппарата на орбиту Лиссажу, третий и четвертый (SK1, SK2) для

коррекции траектории. Пятый маневр (TFL) выводит аппарат с орбиты Лиссажу и направляет к Луне, шестой (S2) – направляет аппарат к Земле. Расчет значений корректирующих импульсов осложнен неустойчивым характером траектории, поэтому вычисление проводилось итерационно.

В данной работе был произведен расчет суммарного импульса, а также была проанализирована зависимость суммарного импульса от времени нахождения аппарата на орбите. Было показано, что например, для интервала от 60 до 100 дней, наиболее оптимальным с точки зрения экономии импульса является пребывание на орбите в течение 76.6 суток и суммарные затраты импульса в этом случае достигают 570 м/с.

Design and analysis of the trajectory of the spacecraft with placement on Lissajou orbit around the libration point

Fedorenko J.V.¹, Aksenov S.A.¹, David W. Dunham²

¹MIEM HSE, Moscow ; ²KinetX, USA

This paper describes research on spacecraft trajectory for transfer into an orbit in the vicinity of a libration point for Solar System exploration. Since collinear libration points are points of unstable equilibrium of gravitational forces in the system of two massive bodies orbiting the common barycenter, they can be employed for efficient control of a spacecraft when implementing space missions. Control impulses applied to the spacecraft in the vicinity of these points enable significant trajectory changes at a considerably low cost. L2 libration point is of most interest because the lowest control impulse is required to reach it from the Earth. Spacecraft transfer to the orbit around L2 can be the starting stage of missions to various objects in the Solar System.

The concept of indirect transfer to the vicinity of L2 point with Lunar swingby was applied to delivery of a spacecraft to L2 with subsequent injection into a Lissajous orbit. As a result, Lunar swingby was performed twice during implementation of the trajectory: for spacecraft transfer to the Lissajous orbit and for return to the Earth.

Overall, 6 control maneuvers in the vicinity of the Moon are required for carrying out the proposed trajectory. The first maneuver (S1) is performed during the first swingby of the Moon to direct the spacecraft to the vicinity of the L2 point. The second maneuver (TTL) performs the Lissajous orbit injection, while the third and fourth maneuvers (SK1, SK2) are applied for correction of the spacecraft trajectory. The fifth maneuver (TFL) directs the spacecraft from the Lissajous orbit towards the Moon, and the sixth (S2) one targets the spacecraft to the Earth. The calculation of correction impulses is complicated by trajectory instabilities; as a result, the calculation was performed iteratively.

This paper describes calculation of the total impulse and provides analysis of dependence of the total impulse on the duration of spacecraft stay on the orbit. For example, it is shown that in the interval of 60 to 100 days the duration of stay on the orbit of 76.6 days is optimal for minimizing impulse costs, the total of which approaches 570 m/s in this case.

Перспективный малый спускаемый аппарат с аэроупругим тормозным устройством

Егоров Ю.Н., Кульков В.М., Круглов Д.А., Фирсюк С.О., Чернышов А.Н.

МАИ, г. Москва

Под задачей спуска с орбиты результатов и/или материалов различных научных и технологических экспериментов, подразумевается два направления. Во-первых, спуск на поверхность Земли специальных герметичных капсул, в которых содержатся образцы целевых материалов, полученные на космическом аппарате, летающем в автоматическом режиме. Во-вторых, всё большую актуальность приобретает потребность в спуске на поверхность планеты капсул, контейнеров (в том числе достаточно крупногабаритных) непосредственно с борта Международной Космической Станции (в перспективе) и с других пилотируемых орбитальных и межпланетных станций).

Разрабатываемый малый спускаемый аппарат становится ещё и испытательной площадкой для проведения дальнейших серий экспериментов по созданию и совершенствованию гибких теплозащитных покрытий. В дальнейшем данную технологию можно расширить и на пилотируемые спускаемые аппараты.

Таким образом, обобщая задачи из предложенных вариантов применения малого спускаемого аппарата с гибкой разворачиваемой теплозащитой, можно сформировать следующие выводы по конструктивным особенностям будущей схемы аппарата, которые необходимо реализовать для соответствия задачам описанных вариантов применения.

Спускаемый аппарат должен обладать собственным грузовым отсеком, при необходимости выполняемом в герметичном исполнении. Грузовой отсек должен обеспечивать возможность реализации экспериментов или технологических процессов непосредственно внутри себя или же обеспечивать удобную автоматизированную загрузку.

Для возможности спуска с орбиты результатов производственных или технологических экспериментов необходимо обеспечить герметизацию грузового контейнера, его теплоизоляцию, а так же наличие внутренних элементов крепления, которые смогут обеспечить быстрое и надёжное

закрепление груза в соответствие с предъявляемыми требованиями по его транспортировке.

Учитывая необходимость как минимум двух исполнительных элементов в системе торможения, а так же принимая во внимание возможные принципы их функционирования, целесообразно разделить элементы системы спуска на два отдельных блока. Первый блок должен включать в себя элементы лобового экрана с теплозащитой, этот блок будет отвечать за этап основного торможения в плотных слоях атмосферы. Второй должен включать в себя элементы для второго этапа торможения, т.е. на этапе дозвукового движения в атмосфере Земли.

Работа выполнена в рамках проекта «Инновационный спускаемый с орбиты аппарат - демонстратор внедрения аэроупругих разворачиваемых при полете в космосе и в атмосфере элементов конструкции в космическую технику».

Адаптивная напланетная колесная платформа повышенной проходимости с системой технического зрения

Фрейлехман С.А.

МАИ, г. Москва

Целью работы в создании алгоритмов взаимодействия роботов на основе концепции роевого интеллекта для выполнения военных и исследовательских задач.

За основу была взята шестиколесная платформа на основе анализа существующих напланетных систем, как наиболее оптимальная. Использовалось компьютерное (техническое) зрение, как универсальное средство получения информации в условиях нестандартной атмосферы или полном ее отсутствии. В рамках решаемой задачи при организации управления роботом обеспечивает построение трехмерной картины местности, организует позиционирование робота в пространстве, а так же выполняет функцию по распознаванию объектов (препятствий). Камера имеет собственный вычислительный блок, что позволяет ей сразу обрабатывать поступающую информацию и передавать ее в готовом виде сразу на основной процессор или же сразу на микроконтроллер установленный на шасси.

Система управления платформой строилась на основе использования управляющего контроллера производства NI. Алгоритмы управления разрабатывались в программной среде LabView.

Оператор может управлять платформой через ПК, связанный с контроллером высокого уровня CompactRio, установленным на платформе. На него же поступает и информация с датчиков и системы технического зрения. После информация поступает на контроллер

низкого уровня Arduino, который в свою очередь отвечает за приводы всех шести мотор-колес.

Так же создало локальное инфракрасное поле ориентации, позволяющее платформам самостоятельно ориентироваться в пространстве, что позволяет им работать без помощи оператора или спутников.

В итоге, написание софта потребуется платформам для выполнения большого спектра задач с помощью, в том числе и возведение объектов.

Adaptive planetary wheeled cross-road platform with the system of technical vision.

Freylehman S.A.
MAI, Moscow

The goal of my work is to create the algorithms of robots' interaction based on the idea of swarm intelligence for the purpose of realization of military and research missions.

The six-wheeled platform was chosen as the most optional after the analysis of existent planetary systems. Computer (technical) vision was used as the universal tool for receiving the information in conditions of the irregular atmosphere or its complete absence. In the limits of the problem being solved by organizing the robot's control it provides the construction of three-dimensional picture of the area, organizes the robot's positioning on the space and also functions as recognizing of the objects (obstacles). The camera has its own calculating block which lets it process the incoming information immediately and transmit it off the shelf on the main processor or on the micro-controller installed on the chassis.

The platform's control system was built based on the controller by NI. The algorithms of controlling were developed in the LabView environment.

Operator can control the platform by PC connected with the high-level controller CompactRio installed on the platform. This controller receives also the information from the sensors and the system of the technical vision. After that the information arrives to the low-level controller Arduino that is in its turn responsible for the drives of all six motor wheels.

Also the local infra-red orientational field was created which lets the platforms orient on the space. It lets them work without help of the operator or satellites.

In the end the platforms will need the writing of the soft to realize big spectrum of missions, also such as building of the objects.

Перспективы развития отечественных и зарубежных ракет-носителей сверхтяжелого класса

Хуснетдинов И.Р.
ЦНИИмаш, г. Королёв

Результаты разработок США, России, ESA, Китая по РН сверхтяжелого класса показывают, что перспективные проекты РН сверхтяжелого класса конструктивно реализуются на схемах РН «Энергия» и МТКС «Space Shuttle».

В задачи государственной политики РФ входит создание до 2030 г. ракеты-носителя сверхтяжелого класса грузоподъемностью 80-85 тонн в целях осуществления запусков космических средств нового поколения на высокие околоземные орбиты, а так же к Луне; разработка научно-технического задела в целях создания ракеты-носителя для осуществления пилотируемого полета на Марс (грузоподъемностью до 130-180 тонн).

Основной целью Агентства NASA является полет на Марс, планируемый к 2030 году. Проект нового сверхтяжелого носителя, в рамках программы «SLS» (Space Launch System), и его облик должен быть основан на максимально полном заимствовании готовых элементов свернутой программы МТКС «Space Shuttle». В концепции развития программы «SLS» предусмотрено разрабатывать РН поэтапно с последовательным наращиванием массы полезного груза от 70 т до 130 т. на НОО.

Компания «SpaceX», в настоящее время занимающая одну из лидирующих позиций по разработкам и коммерческим запускам ракет, рассматривает перспективные концепции создания семейства РН «Falcon-X» тяжелого класса и ракет «Falcon-XX» сверхтяжелого класса, которые предлагает использовать в качестве основных транспортных космических систем для полета на Марс.

Эксплуатируемая номенклатура средств выведения тяжелого классов ESA составляет 3 РН семейства «Ариан-5» (Ariane-5 GS, Ariane-5ES и Ariane-5ESA). С начала 1990-х гг. изучались различные компоновки сверхтяжелой РН на базе РН «Ariane-5» - так называемой «лунной» РН. Одна из них (со стартовой массой 1874 т) позволяет выводить ПН массой до 35 т на отлетную орбиту к Луне. Стоимость разработки такого РН может составить свыше 8 млрд. евро.

Анализ мировых тенденций развития РН сверхтяжелого класса идет по двум направлениям:

1) носители, основанные на опыте разработок РН «Энергия-Буран» и «Space Shuttle». Этот опыт предполагает использование твердотопливных и жидкостных ускорителей и кислородно-водородного центрального блока.

2) варианты носителей с более дешевыми и безопасными двигателями, что позволяет снизить стоимость пуска при сохранении безопасности и энергетических характеристик. Например, компанией «SpaceX» разработаны РН с грузоподъемностью от 53 до 140 тонн. Аналогичные варианты рассматриваются и в России. Эти варианты носителей предполагают более низкую стоимость выведения.

Обоснование программы и методики испытаний агрегатов технологического оборудования с учётом условий и результатов эксплуатации агрегатов-аналогов и их составных частей

Сизанов А.В., Сова А.Н., Чайка Р.В.

Филиал ФГУП «ЦЭНКИ»-«КБ «Мотор», МАДИ, г. Москва

Актуальность исследований обусловлена необходимостью минимизации расхода финансовых и материальных ресурсов на проведение заводских, автономных и комплексных испытаний. Основными факторами, определяющими расходы финансовых и материальных ресурсов на проведение испытаний являются: конструктивно-компоновочная схема, массово-габаритные и другие технические характеристики агрегата технологического оборудования и его составных частей; условия и результаты эксплуатации агрегата технологического оборудования и его составных частей; уровень и состав требований технического задания к создаваемым агрегатам. Проанализированы отказы и неисправности ранее созданных агрегатов-аналогов существующих технических комплексов с учетом: интенсивности их возникновения; возможных последствий и причин их возникновения; видов и стадий испытаний, в ходе которых они выявляются; способов и средств их выявления. В связи с установлением сжатых директивных сроков на создание агрегатов предлагается новый научно-методический подход по проведению испытаний. Сущность научно-методического подхода состоит в: обосновании выбора состава узлов, изделий и систем агрегатов технологического оборудования, подвергаемых испытаниям; испытании узлов, изделий и систем агрегатов технологического оборудования, для которых отсутствуют результаты испытаний и эксплуатации агрегатов-аналогов с применением форсированных режимов; обоснованном распространении результатов испытаний составных частей агрегата технологического оборудования на агрегат в целом. Реализация научно-методического подхода основывается на применении форсированных режимов испытаний с прогнозированием их результатов, аргументированном выборе состава испытываемых узлов, изделий и систем агрегатов технологического оборудования с учётом новых условий их применения.

Применение предлагаемого научно-методического подхода позволяет также обосновывать выбор мер по предупреждению и устранению отказов.

Justification of the program and technique of tests of units of processing equipment taking into account conditions and results of operation units analogs and their components

Sizanov A.V., Sova A.N., Chayka R.V.
FSUE TsENKI branch – “CB Motor”, MADI, Moscow

Relevance of researches is caused by need of minimization of an expense of financial and material resources on carrying out production, autonomous and complex tests. The major factors defining expenses of financial and material resources on carrying out tests are: design-layout scheme, mass and dimensional and other technical characteristics of the unit of processing equipment and its components; conditions and results of operation of the unit of processing equipment and its components; level and structure of requirements of the specification to created units. Refusals and malfunctions of earlier created units analogs of existing technical complexes are analysed taking into account: intensity of their emergence; possible consequences and reasons of their emergence; types and stages of tests during which they come to light; ways and means of their identification. Due to the establishment of a tight schedule on creation of units new scientific and methodical approach on carrying out tests is offered. The essence of scientific and methodical approach consists in: justification of a choice of structure of knots, products and the systems of units of processing equipment put trials; test of knots, products and systems of units of processing equipment for which there are no results of tests and operation of units analogs with application of the forced modes; reasonable distribution of results of tests of components of the unit of processing equipment on the unit as a whole. Realization of scientific and methodical approach is based on application of the forced modes of tests with forecasting of their results, the reasoned choice of structure of tested knots, products and systems of units of processing equipment taking into account new conditions of their application.

Application of offered scientific and methodical approach allows to prove also a choice of measures for the prevention and elimination of refusals.

Расчет теплообмена на элементах конструкции ракеты Зенит-3SL6 по данным измерений на этапе выведения

Шестакова Е.С.
МФТИ, г. Москва

При расчете теплообмена в ракетопроектировании часто приходится сталкиваться с невозможностью проведения тестовых экспериментов и

сложностями, связанными с нелинейностью уравнений, описывающих поведение движения сплошной среды, а также значительными затратами при машинном вычислении.

Целью работы является обработка экспериментальных (летных) данных измерений зависимости температуры от времени (данные для 7 различных датчиков) и проведение расчета теплообмена на основе этих данных. Используя одномерную модель баланса тепла, получить достаточную гладкость зависимости для потоков тепла оказывается проблематичным, поэтому поставленная задача решается в 2D-координатном пространстве в вариационной постановке. Решение базируется на двух основных этапах – это решение прямой задачи, с известными условиями в начальный момент времени и на границе, и сопряженной задачи, с заданными граничными и финальным условием. Сопряженная задача сходна с прямой задачей, как по виду, так и по реализации решения, что значительно сокращает время вычисления.

Учитывая известное решение прямой начально-краевой задачи для произвольного начального теплового потока, определяется поле температуры (для потока, который используется как начальное приближение). Затем рассчитывается невязка между экспериментальными данными и полученным полем температур, на решении сопряженной задачи получается градиент невязки, и детерминируются новые управляющие параметры. После чего начинается следующая итерация в цикле, который завершается при выполнении необходимого условия остановки, иначе, при достижении заданной точности при расчете невязки, обычно для этого достаточно несколько десятков итераций.

В результате обработки всех исходных экспериментальных данных были рассчитаны зависимости для потоков тепла, которые хорошо коррелируют между собой, и на всех температурных датчиках, начиная с T164, расположенных вниз по потоку, могут быть диагностированы турбулентные тепловые потоки. По итогам сравнительного анализа полученных данных подтверждается факт, что реламинаризация (процесс перехода от турбулентного режима течения к ламинарному) играет важную роль в теплообмене на поверхности конструкции ракеты на этапе выведения.

Знание физической стороны этого важного на данном этапе процесса может помочь сохранить прочность конструкции аппарата, что повысит длительность его эксплуатации.

Estimation of Heat Fluxes on the Zenit-3LSb Launcher Body from the Orbital Insertion Flight Measurements

Shestakova E.S.
MIPT, Moscow

During the calculation of heat exchange in the rocket's engineering it is often necessary to deal with the fact of impossibility of carrying out the tests. Furthermore, there are some difficulties connected with the nonlinearity of the equations describing continuum movement which leads to significant costs of computation time.

The purpose of this research is processing experimental data in terms of temperature-time dependence (the data obtained from 7 various sensors) and calculating heat. It's problematic to obtain sufficiently smooth dependences of the heat fluxes using a one-dimensional heat balance model. Therefore, the problem in a variational formulation is solved in the 2D-coordinate space. The solution consists of two main stages. The first one is the solution of the direct problem with known initial and boundary conditions. And the second one is the solution of adjoint problem with the given boundary and final conditions. The adjoint problem has both type and the effectuation of the solution similar to the direct problem. This method reduces the computation time significantly.

The temperature field is determined taking into account the known solution of the direct initial boundary problem with an arbitrary initial heat flux (the arbitrary flux is used as an initial approximation). Then a discrepancy between the experimental data and the determinate field of temperature is computed. Considering the solution of the adjoint problem the discrepancy gradient is obtained and, eventually, new controlling parameters are calculated. After that the next iteration starts. The circle terminates when the necessary stopping condition is achieved or, in other words, when the required accuracy is reached. The calculation usually requires a few dozens of iterations.

After the processing of the experimental data heat fluxes are calculated. The results correlate well with each other. Turbulent heat fluxes have been diagnosed on all the sensors located downstream since T 164. The results of comparative analysis confirm that the fact that the relaminarization (the transition from a turbulent to a laminar flow) is a very important process of affecting heat exchange on the surface of the rocket structure.

The knowledge about this physical process could be useful in maintaining the tenacity of the apparatus structure and, as a result, the duration of the exploitation could be increased.

**Анализ потребностей и проблемные вопросы создания
многоразовых средств выведения для решения федеральных и
коммерческих программ**

Шохов Г.В.

ЦНИИмаш, г. Королёв

Целью данной работы являлся анализ потребностей ракет-носителей и определение целевых задач, при которых достигается эффективное использование многоразовых средств выведения на рынке пусковых услуг. Рассматривается на каких основных принципах должны быть построены такие ракета-носители (РН), какие требования и параметры следует закладывать в первую очередь при разработке многоразовых средствах выведения.

Как известно, для отечественного ракетостроения одной из основных задач ближайшего десятилетия являются укрепление и повышение лидирующих позиций на мировом рынке пусковых услуг. Для решения поставленной задачи необходима разработка инновационных технологий и внедрение перспективных концепций в развитие отечественных средств выведения. Можно утверждать, что одним из актуальных направлений в дальнейшем развитии средств выведения нового поколения станет возможность многократного использования возвращаемых ступеней РН. При реализации данного направления потребуются проведение последовательного перехода к многоразовому использованию всех составных частей РН. С точки зрения первоочередности в задачах многоразового использования следует начинать со спасания и повторного использования нижних ступеней РН.



ОАО «НПО Энергомаш имени академика
В.П.Глушко»

Россия, 141400, Московская область,
г. Химки, ул.Бурденко, д.1

Исполнительный директор:
Солнцев Владимир Львович
oaonpoenergomash@gmail.com
www.npoem.ru

НПО Энергомаш является ведущим российским предприятием по разработке жидкостных ракетных двигателей большой мощности для ракет-носителей, обеспечивающих выполнение национальных и международных космических программ.

Жидкостные ракетные двигатели, разработанные в НПО Энергомаш, надежно выводят практически все советские и российские космические объекты, начиная с первого искусственного спутника Земли. НПО Энергомаш разработало около 60 модификаций мощных двигателей как на традиционных компонентах топлива (долгохраняемые топливные компоненты, кислород + керосин), так и на уникальных комбинациях, таких как жидкий фтор + аммиак.

Одной из важнейших разработок НПО Энергомаш являются самые мощные в мире двигатели РД-170 и РД-171 для первых ступеней космического комплекса «Энергия - Буран» и РН «Зенит», соответственно. Двухкамерный двигатель РД-180 был разработан для модернизированной РН «Атлас» (США). В США поставлено около 60 серийных ЖРД, успешно осуществлено 45 запусков РН «Атлас» с РД-180. В настоящее время в НПО Энергомаш завершена наземная отработка однокамерного двигателя РД-191, который предназначен для нового семейства российских космических РН «Ангара». Первые серийные ЖРД для использования при летно-конструкторских испытаниях этих ракет-носителей уже поставлены заказчику.

НПО Энергомаш обладает развитой инфраструктурой, включающей все необходимые компоненты технологического цикла создания ЖРД.

Накопленный НПО Энергомаш огромный опыт создания ЖРД, владение уникальными технологиями обеспечивает благоприятную основу для сотрудничества с различными аэрокосмическими организациями и компаниями всего мира.

3. Энергетические установки и двигатели

3. Power Units and Engines

Thermal performance of closed loop thermosyphon with acetone as a working fluid: preliminary results

Szymanski P., Mikielwicz D.

Gdańsk University of Technology, Gdańsk, Poland

The primary function of the Two Phase Thermosyphon Loop (TPCT) is to transport heat from a source (evaporator) to a sink (condenser). A TPCT consists in the evaporator, where the working fluid boils, and condenser where, the vapour condenses back to the liquid. The evaporator and condenser are connected by the vapour and liquid lines. Two phase fluid flow in TPCT is created by the buoyancy forces that evolve from the density gradients in the cooling (condenser section) and heating (evaporation section).

The aim of the study is to measure the overall thermal performance of the two phase thermosyphon loop (TPCT). Such TPCT is Heated from below Horizontal side and Cooled from upper Horizontal side (HHCH) type. The thermal performance was measured experimentally and compared to mathematically calculated data.

The experimental setup of TPCT is consist of the micro loop of 67 ml total internal volume, evaporator, condenser and vapour and liquid lines. The loop is charged with working fluid at four different volume levels. The loop is heated with a constant heat input of 100W. The condenser is a shell and tube heat exchanger, where the cooling liquid is a tap water with adjustable flow meter. The tested working fluids is acetone, and the experimental results were compared with those for water.

The pressure increase at the TPCT evaporator is measured by the ultra sensitive differential pressure transducer ("Peltron" NPXD). The overall internal pressure inside the loop is measured by the "Flow-Through" pressure transducer ("Swagelok" PTU-F-AG60-12AI). The system is equipped with 8 thermocouples (type K), and data acquisition system ("Pico Technology" TC-08 USB data logger).

The differential pressure difference were measured experimentally, and compared with theoretical calculated results. The theoretical calculation results were based on the data taken from temperature measurement taken by thermocouples.

The experimental results show that the best thermal performance and the highest pressure difference has TPCT charged with water at 20 ml filling ratio with condenser cooled by tap water of flow rate at 250 l/h. The theoretical

calculated results show that the best thermal performance has TPCT charged with acetone at 60 ml filling ratio with condenser cooled by tap water of flow rate at 50 l/h. The overall pressure difference for TPCT working at above-mentioned conditions range between 10-70 Pa. The TPCT presents better thermal performance for acetone than for water.

Тепловое моделирование высокочастотного ионного двигателя

Вальдемар Гэртнер, Бруно Майер

I Физический Институт, Университет Юстуса-Либига, Гиссен, Германия

Современные космические миссии предъявляют высокие требования к потребляемой всеми частями космического аппарата мощности. Так как тепловое поведение двигателя играет значительную роль в поглощении энергии, необходима оптимизация конструкции с точки зрения теплового распределения.

Для проведения теплового моделирования были использован программный пакет COMSOL Multiphysics. Исследование потерь мощности в двигателе была построена электромагнитная модель. И затем для описания тепловых зависимостей была разработана трехмерная тепловая модель. Моделирование включает излучение между поверхностями двигателя и стенками вакуумной камеры. Теплопроводности всех элементов двигателя и передача энергии между ними также была принята во внимание. Так как электропроводность зависит от температуры, необходимо ввести зависимость между электромагнитной и тепловой моделями и проводить моделирование итеративно.

Верификация модели предполагает сравнение результатов моделирования с экспериментальными данными. В работе приводятся данные такого сравнения для модели миниатюрного высокочастотного ионного двигателя (ВЧИД), которые показывают хорошую сходимость.

В данной работе будут представлены также подробные результаты теплового моделирования для ВЧИД. Кроме того будут приведены результаты сравнения с экспериментальными данными.

Использование обратного моделирование позволяет оценить параметры плазмы разряда. Это представляет интерес для будущих исследований в области неконтактных методов диагностики плазмы.

Thermal Simulation of a Radio Frequency Ion Thruster

Waldemar Gaertner, Bruno Meyer

I Physikalisches Institut Justus Liebig Universitaet, Giessen, Germany

Common mission have a high requirement on the power consumption of all parts of a spacecraft. Since the thermal behavior of the thruster play a great role for the power absorption it is necessary to optimize the thermal design.

For the thermal modeling the program COMSOL Multiphysics is used. To investigate the power losses in the thruster an electromagnetic simulation was built up. And then to describe the thermal behavior a 3D thermal model was produced. The thermal simulation considers the thermal radiation between the thruster surfaces and radiation to the test facility walls. We also include in the model thermal conductance of the parts and between the parts. As electrical conductivity depend on temperature it's necessary to couple both electromagnetic and thermal models by several simulation steps. For the verification comparison of the simulation results with temperature measurements has to be provided. This work was done for miniature RIT and shows good agreement.

In current work results of thermal modeling for the small RIT will be presented. Comparison between simulation and experimental data will be given.

Evaluation of the discharge plasma parameters can be done with using of reverse thermal simulation. It seems to be interested for future investigation on non-contact plasma diagnostic.

**О возможности подпитки энергией космических аппаратов
многоцелевой космической лазерной установкой на основе
крупноразмерного автономного непрерывного
химического HF-лазера**

Авдеев А.В.
МАИ, г. Москва

Рассматривается принципиальная возможность использования многоцелевой космической лазерной энергетической установки (МКЛЭУ) на основе созданного в НПО Энергомаш крупноразмерного HF-НХЛ с мощностью излучения в непрерывном режиме до 400 кВт для передачи энергии («подпитки») и подзарядки аккумуляторных батарей действующих космических аппаратов (КА) во время нахождения их в тени для продления их срока службы. Ранее мною была обоснована возможность и разработана модель воздействия коротких импульсов излучения с длительностью 10^{-8} сек, частотой повторения 10^5 Гц HF-лазера и энергией >1 Дж для очистки околоземного пространства от опасных фрагментов космического мусора с помощью рассматриваемой МКЛЭУ.

Лазерная передача энергии в космосе обладает рядом преимуществ:

- Поскольку не требуется прохождения луча через атмосферу, снижается расходимость пучка, за счет отсутствия оптических неоднородностей на тракте луча, и, как следствие, снижаются размеры приемника излучения, а также эффективность передачи.

- Лазер не создает радиочастотных помех для существующих средств связи, таких как Wi-Fi и сотовые телефоны.
- Контроль доступа, так как только приемники, освещенные лазерным лучом, получают электроэнергию.

Энергию для функционирования спутники получают с помощью солнечных батарей. Эта энергия идет на текущее потребление различной аппаратурой, и на зарядку аккумуляторных батарей. Однако имеется 2 периода в году вблизи осеннего и весеннего равноденствия (примерно по месяцу каждый), когда спутники попадают в тень Земли; при этом максимальное затенение длится около 72 минут. Хотя сама по себе доля недополученной спутниками энергии невелика, но во время затенения батареи разряжаются и срок службы их сокращается, понижая тем самым и срок службы самого спутника. По разным сведениям, применение лазеров для подпитки батарей в эти периоды может увеличить срок службы спутника от нынешней величины 8...10 лет до 12...20 лет.

Использование лазера в качестве источника энергии, дистанционно расположенного по отношению к летательному аппарату или спутнику, может предоставить огромные преимущества, обеспечивая возможность снижения стартового веса КЛА и, соответственно, затрат или же повышения доли полезной нагрузки при том же весе аппарата, а следовательно, снижения стоимости запуска килограмма полезной нагрузки в космос.

Possibility of spacecrafts' energy replenishment using the multi-purpose spaceborne laser system based on the autonomous cw chemical HF laser

Avdeev A.V.
MAI, Moscow

The principle possibility of using the multi-purpose space-based laser system (MSBLS) based on large-scale cw chemical HF laser created in NPO Energomash with a radiation capacity in a continuous mode to 400 kW for transmission of energy ("replenishment") and recharge of storage batteries of the operating spacecrafts (S) is considered during their stay in a shadow for extension their service life. Earlier I have demonstrated the opportunity and proposed the model of influence of short radiation pulses (duration of 10^{-8} sec), repetition frequency 10^5 Gz and energy >1 J for cleaning near-earth space of dangerous space debris's fragments by means of considered MSBLS with HF laser.

Laser energy transmission in space provides a number of advantages:

- As it isn't required beam passing through the atmosphere, divergence of a bunch decreases, due to lack of optical non-uniformity on a beam path, and,

as a result, the sizes of the radioactive receiver and also efficiency of transfer decreases.

- The laser doesn't generate radio-frequency hindrances for existing of communication methods, such as Wi-Fi and mobile phones.
- Access control as only the receivers shined with a laser beam, receive the electric power.

For functioning satellites receive energy by means of solar batteries. This energy goes on the current consumption by different equipment, and on charging of storage batteries. However there are 2 periods in a year - near autumn and spring equinox (approximately on a month everyone) when satellites get to Earth shadow; thus the maximum blackout lasts about 72 minutes. Though the mere fact that share of the energy half-received by satellites is insignificant, during a blackout of the battery are discharged and their service life is reduced, thereby reducing the service life of the satellite itself. According to existing data, the use of lasers to feed the batteries during these periods can increase satellite service life from present size (8 ... 10 years) to 12 ... 20 years.

Using the laser as a power source remotely located in relation to the aircraft or the satellite can provide huge advantages, such as decrease in starting weight of KLA and, respectively, expenses or increase of a share of payload with the same weight of the device. Consequently this provides the possibility of depreciation of space shot a kilogram of payload.

Расчет основных рабочих характеристик и основных геометрических параметров ионно-оптической системы ионного двигателя малой мощности

Алдонин Ф.И., Ахметжанов Р.В., Колбая Т.Ч.
МАИ, г. Москва; КБХА, г. Воронеж

В настоящее время в НИИ ПМЭ МАИ идет разработка высокочастотного ионного двигателя (ВЧИД) малой мощности. Данный тип двигателей может использоваться для задач коррекции и стабилизации орбиты малых космических аппаратов массой несколько сот килограмм. Для решения этих задач необходимо создать двигатель малой (~300 Вт) мощности и малой тяги с высоким удельным импульсом (более 3500 с).

В докладе представлены результаты расчета основных характеристик (тяги, удельный импульс тяги, полный КПД, расход рабочего тела) ВЧИД малой мощности. Получена зависимость этих характеристик от ускоряющего напряжения. Были выбраны режимы работы двигателя, близкие к оптимальным. В качестве рабочего тела использовался ксенон.

Для достижения полученных характеристик необходимо правильно спроектировать ионно-оптическую систему (ИОС) двигателя. В работе рассматривается трехэлектродная ИОС с перфорированными эмиссионным и ускоряющим электродами и с кольцевым замедляющим электродом. Геометрия электродов ИОС выбирается, исходя из требований по углу расходимости ионного пучка. Ионный пучок не должен касаться поверхности ускоряющего электрода. Также необходимо соблюсти необходимый межэлектродный зазор во избежание электрического пробоя ИОС.

Траектории движения пучка ионов через элементарную ячейку (отверстие) ИОС были смоделированы в программном комплексе IGUN. При варьировании входных геометрических параметров ИОС, а также плотности ионного тока, были выбраны варианты геометрии ИОС, удовлетворяющие поставленным требованиям.

Работа выполнена в рамках Гранта Правительства РФ № 11.G34.31.0022 «Исследования и разработка космических высокоимпульсных высокочастотных плазмодинамических электроракетных ионных двигателей» для государственной поддержки научных исследований, проводимых под руководством ведущих ученых в российских образовательных учреждениях высшего профессионального образования, и комплексного проекта создания высокотехнологической и испытательной базы для разработки, испытания и производства электрических ракетных двигателей нового поколения – высокочастотных ионных двигателей малой мощности № 02.G25.31.0072.

Calculation of the Main Operating Performance and Major Geometrical Parameters of the Ion-Extraction System of the Radio-Frequency Ion Thruster

Aldonin F.I., Akhmetzhanov R.V., Kolbaya T.Ch.
MAI, Moscow; KBKhA, Voronezh

The radio-frequency ion thruster (RFIT) of low power is being developed at the RIAME MAI. Thruster of such type can be used for the orbit correction and attitude control of small spacecraft (SSC) of some hundred kilograms in mass. To solve such problems, it is necessary to develop a thruster with low power consumption (~ 300 W) and high specific impulse (over 3500 s).

The results of calculation of the basic parameters (thrust, specific impulse, total efficiency, and propellant flow rate) of the low-power RFIT are presented. The dependence of these parameters on the accelerating voltage was defined. The thruster operating modes close to the optimal ones were selected. Xenon was used as the plasma-forming gas.

To reach the characteristics defined, it is necessary to properly design the thruster ion-extraction system (IES). A three-electrode IES with perforated emission and accelerating electrodes and a ring decelerating electrode is considered. The geometry of the IES electrodes was selected according to the requirements in the ion beam divergence angle. The ion beam must not reach the surface of the accelerating electrode. It is also necessary to keep the required interelectrode gap to prevent the IES electrical breakdown.

The ion beamlet trajectory through the IES unit cell (hole) was modeled using the software package IGUN. By varying the input geometric parameters of the IES and the ion current density, the IOS geometry options were selected that meet the specified requirements.

This work was supported by the grant No. NSh-143.2012.8 of the Russian Federation President for the state support of the leading scientific schools of the Russian Federation and by the grant of the Russian Federation Government No. 11.G34.31.0022 for the state support of researches conducted under the supervision of the leading scientists at the Russian educational institutions of the higher professional education, which are gratefully acknowledged.

Проблемные вопросы энергетической увязки параметров ЖРД

Воробьев А.Г., Беляев Е.Н., Леонардо Бартоломеу до Нассименто
МАИ, г. Москва

При разработке новых ЖРД, определения их облика, выбора пневмогидравлической схемы (ПГС) двигателя первоначально проводится энергетическая увязка его параметров. Процедура энергетической увязки параметров ЖРД проводится от начала задумки нового двигателя до его моральной смерти и снятия с производства, поскольку многие из принимаемых или рассчитанных параметров должны постоянно уточняться. Среди них следует особо выделить - расчетное определение термодинамических характеристик продуктов сгорания используемой топливной пары, особенно в ГГ, поскольку рабочий процесс в нём протекает при соотношении компонентов топлива, значительно отличающегося от стехиометрического [1], и учет реальных свойств газов при описании работы турбин [2]. И то и другое может существенным образом изменить энергетический баланс всего двигателя и повлиять на выбор его ПГС.

Проведено сопоставление рабочих температур в окислительных ГГ двигателей 11Д58М, РД-120 и РД-191 [4] и расчетных температур полученных по программам СЕА, RPA и Астра.4/рс. Расчеты проведены с учётом температур кислорода и углеводородного горючего, поступающих в ГГ, реализованные на этих двигателях. Сопоставление показывает что, в реальных условиях температуры окислительного газа

в ГГ значительно отличается от расчетных значений, как в меньшую, так и большую сторону. Связано это, как минимум с двумя факторами, во первых с тем, что на сегодняшний день, кинетика горения топлив при больших избытках и недостатках окислителя изучена недостаточно [1]. Это же подтверждают, и результаты расчетов, по выше названным программам, тестового примера.

Выводы по работе: при проведении энергетической увязки параметров ЖРД необходимо учитывать: при расчете термодинамических параметров продуктов сгорания топливных пар - не идеальность протекания химических реакций; при определении мощности турбин - отличие свойств реального газа от идеального.

Библиографический список

1. Е.Н. Лебединский, С.В. Мосолов, Г.П. Калмыков и др. Компьютерные модели жидкостных ракетных двигателей. Москва. Машиностроение. 2009. 375 с.

2. Зубарев В.Н., Козлов А.Д., Кузнецов В.М. и др. Теплофизические свойства технически важных газов. Справочник. М. Энергоатомиздат, 1989г. 232 с.

3. А.П. Аджян. Особенности разработки окислительного газогенератора многорежимного однокамерного двигателя. Труды НПО Энергомаш. 2010, №27, 200 - 216 с.

4. Е.Н. Беляев, В.В. Черваков. Математическое моделирование ЖРД. Москва. МАИ. 2009. 278 с.

Problematic issues of energy balancing of LRE

Vorobiev A.G., Belayev E.N., Leonardo Bartolomeo do Nassimento
MAI, Moscow

Energy balancing of LRE produce during developing the new rocket engine with determining its characteristics, choice pneumatic-hydraulic circuit. The procedure of energy balancing of parameters of LRE is performed from the beginning of the new engine to the ideas of his moral death and removal from the production. It is necessary because many of the measures or calculated parameters must be constantly refined. Determination of the thermodynamic characteristics of the products of combustion of components, especially in gas generator - main task for energy balancing. It is because the gasflow burn in the gas generator at mixture ratio of fuel components significantly different from the stoichiometric [1], and taking into account the real properties of gas turbines in the description of [2]. Both can significantly change the energy balance of the engine and its influence on the choice of pneumatic-hydraulic circuit.

The article show a comparison of operating temperatures in oxidizing gas generator 11D58M engine, the RD- 120 and RD -191 [4] and calculated

temperatures obtained by program CEA, RPA and Astra.4/pc. The calculations were performed taking into account the temperature of oxygen and hydrocarbon fuel entering in the gas generator. Comparison shows that, in actual temperature oxidizing gas of gas generator differs significantly from the calculated values. This is due to at least two factors, firstly the fact that the kinetics of the combustion of fuels in large or small level of mix ration is not well understood [1]. This is confirmed by the results of calculations for the programs. Secondly, the organization of mixing inside gas generator providing a substantial influence on the final temperature of the gas at the outlet of the gas generator in the large levels of mix ration Km.

Conclusions: during energy balancing of LRE not the ideal of chemical reactions (for calculation of the thermodynamic parameters of the combustion products) and difference between the properties of a real gas from ideal (for determining the power of turbines) must be considered.

Bibliographic list

1. Е.Н. Лебединский, С.В. Мосолов, Г.П. Калмыков и др. Компьютерные модели жидкостных ракетных двигателей. Москва. Машиностроение. 2009. 375 с.
2. Зубарев В.Н., Козлов А.Д., Кузнецов В.М. и др. Теплофизические свойства технически важных газов. Справочник. М. Энергоатомиздат, 1989г. 232 с.
3. А.П. Аджян. Особенности разработки окислительного газогенератора многорежимного однокамерного двигателя. Труды НПО Энергомаш. 2010, №27, 200 - 216 с.
4. Е.Н. Беляев, В.В. Черваков. Математическое моделирование ЖРД. Москва. МАИ. 2009. 278 с.

Одномерные математические модели, используемые для расчета соотношения компонентов топлива в пристеночном слое

Богачева Д.Ю., Боровик И.Н.
МАИ, г. Москва

При защите стенок камеры сгорания (КС) жидкостного ракетного двигателя малой тяги (ЖРДМТ) внутренним завесным охлаждением между ядром потока и стенкой в результате турбулентного перемешивания образуется пристеночный слой. Температура газов в этом пристеночном слое ниже, чем температура основного потока, а соотношение компонентов в нем переменено по длине КС. Для расчета теплового состояния КС и сопла двигателя (в частности, для расчета конвективных тепловых потоков) необходимо знать изменение соотношения компонентов вдоль стенки КС.

Явление турбулентного перемешивания газовых потоков применительно к рабочему процессу в ЖРДМТ изучено недостаточно.

Одной из основных трудностей расчета турбулентного перемешивания газов является недостаточное количество информации (или вовсе ее отсутствие) о значениях турбулентности в КС ЖРД.

Однако, провести оценочный расчет газофазного смешения оказывается возможным.

В работе представлены результаты расчета соотношения компонентов топлива по одномерным инженерным методикам, изложенным в [1, 2, 3,4].

Объектом исследования являлся ЖРДМТ тягой 200 Н, работающий на экологически чистых компонентах топлива $\text{CH}_4 + \text{O}_2$.

Анализ полученных результатов показал, что применение методик расчета, принятых для ЖРД больших тяг, дает неудовлетворительные результаты, и эти методики необходимо модифицировать с использованием экспериментальных данных [5].

Библиографический список

1. Якайтис Ф. Л. Основы теории и расчета автономных реактивных двигателей. Часть 2. Жидкостные ракетные двигатели. - Военно-морская академия кораблестроения и вооружения имени А. Н. Крылова, Ленинград, 1956. - 382 с.

2. Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей. Под ред. В. М. Кудрявцева. М.: Высшая школа, 1975. - 656 с.

3. NASA SP-8124. Liquid rocket engine. Self-cooled combustion chambers, September 1977. - 126 p.

4. Martin Hersch. A mixing model for rocket engine combustion. NASA TN D-2881, June 1965. - 24 p.

5. Коватова Ю. С., Богачева Д. Ю. Оценка теплового состояния камеры сгорания жидкостного ракетного двигателя малой тяги, работающего на экологически чистых компонентах топлива. [Электронный ресурс] // Труды МАИ. – 2013, № 65. – Режим доступа: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=40191>.

One-dimensional mathematical models used to calculate the mixture ratio of fuel components in the boundary layer

Bogachyova D.U., Borovik I.N.

MAI, Moscow

When protecting the combustion chamber walls liquid rocket engine of small thrust using the internal film cooling boundary layer is formed between the core flow and the wall as a result of turbulent mixing. Temperature of gases in the boundary layer is lower than the temperature of the main flow and the mixture ratio of components in it is variably along the combustion chamber. For the calculation of the thermal state of the combustion chamber and the engine nozzle (in particular, for the calculation of convective heat

flow) needs to know the mixture ratio along the walls of the combustion chamber.

The phenomenon of turbulent mixing of gas flows in relation to the working process in rocket engine studied enough.

One of the main difficulties of calculating the turbulent mixing of gases is the lack of information on values of the turbulence in the combustion chamber rocket engine.

However, to carry out rough calculation of gas-phase mixing is possible.

Shows the results of calculating the mixture ratio by the one-dimensional engineering methods set out in [1, 2, 3, 4].

Object the study is liquid rocket engine thrust 200 N running on environmentally friendly fuel components $\text{CH}_4 + \text{O}_2$.

Analysis of the results showed that the use of methods of calculation adopted for large rocket engine thrust, gives unsatisfactory results, and these methods are need to modify using experimental data [5].

Bibliographic list

Jakaitis F. L. Basic theory and design of autonomous jet engines. Part 2. Liquid rocket engines. - Naval Academy shipbuilding and armaments behalf A. N. Krylov, Leningrad, 1956. - 382 p.

Basics of the theory and design of liquid rocket engines. Ed. V. M. Kudryavtsev. Moscow: Higher School, 1975. - 656 p.

NASA SP-8124. Liquid rocket engine. Self-cooled combustion chambers, September 1977. - 126 p.

Martin Hersch. A mixing model for rocket engine combustion. NASA TN D-2881, June 1965. - 24 p.

Kovateva Y. S., Bogachyova D. U. Evaluation of the thermal state of the combustion chamber liquid rocket thruster running on environmentally friendly fuel components. [Electronic resource] // Proceedings of the MAI. - 2013, № 65. - Mode of access: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=40191>.

Некоторые особенности определения тяговых характеристик пульсирующих реактивных двигателей

Богданов В.И., Боровкова О.С.

РГАТУ, г. Рыбинск

Опыт расчётных и экспериментальных исследований пульсирующих реактивных двигателей выявил проблему достоверной оценки их тяговых характеристик, особенно в полётных условиях. Проблема в основном определяется присоединением дополнительной массы в выходном устройстве, повышающим импульс, который в большой степени зависит от параметров и условий протекания пульсирующего рабочего процесса. Кроме того, в процессе наполнения камеры сгорания

топливно-воздушной смесью, в соответствии с первым законом термодинамики, происходит повышение ее температуры, которое необходимо учитывать при определении тяговых характеристик двигателя.

В докладе на базе результатов экспериментальных и расчётных исследований показаны термодинамические и газодинамические особенности протекания пульсирующего рабочего процесса в реактивных двигателях, требующих учёта при определении их тяговых характеристик. Расчётно-теоретическим исследованием, при корректных допущениях, определено влияние этих особенностей на импульс, получено соотношение для определения тяговых характеристик с учётом присоединения массы в условиях пульсирующего рабочего процесса для ВРД. Выполнен анализ тяговых характеристик пульсирующего воздушно-реактивного двигателя в полётных условиях, показано, что характер протекания его полётного кпд такой же, как и у ракетного двигателя, с оптимумом $\eta_{п\max}=1,0$.

При этом сложность протекания нестационарных процессов в пульсирующем реактивном двигателе требует для определения его тяговых характеристик применения современных численных методов с последующим экспериментальным подтверждением.

Features of Thrust Performance Determination in Pulsejet Engines

Bogdanov V.I., Borovkova O.S.

FGBOU VPO Solovyov Rybinsk State Aviation Technical University,
Rybinsk

The experience in design-experimental investigations of pulsejet engines puts forward the problem of robust assessment of their thrust characteristics, especially in flight conditions. The problem is mainly defined by joining the additional mass at the engine exit that increases the pulse, which to a great extent depends on the parameters and conditions of the pulsating working process behavior. Besides, during the combustion chamber filling with the fuel-air mixture, according to the first law of thermodynamics the mixture temperature is increased, which should be taken into account while determining the engine thrust performance.

Based on the design-experimental results, the report shows thermodynamic and gas-dynamic features of the pulsating working process in jet engines, which should be considered while determining their thrust performance. Under definite assumptions, the investigations determine the effect of these features on the pulse; the relationship for determining the thrust behavior with regard to mass addition in the pulsating working process for pulsejet engines was obtained. The analysis of the thrust performance of the pulsejet engine in

flight conditions is performed. It is shown that the flight efficiency behavior is similar to that of the rocket engine, with an optimum $\eta_{\text{п max}}=1,0$.

The complexity of unsteady processes behavior in a pulsejet engine requires application of advanced numerical methods followed by the experimental validation to determine the engine thrust characteristics.

**Разработка технологии производства элементов капсул для
заготовок валов компрессора высокого давления авиационных
двигателей**

Бужилев А.Л.

Корпорация «Иркут», г. Москва

Перспективной технологией изготовления валов и дисков авиационных двигателей является гранульная технология получения таких деталей из жаропрочных никелевых сплавов. Эта технология сравнительно недавно применяется в двигателестроении и выгодно отличается от технологии производства таких же деталей штамповкой. Суть метода заключается в получении гранул мелкой фракции, засыпки их в капсулу и «спекании» в газостате для достижения монолита. В работе представлена новая технология получения элементов капсул с помощью раздачи трубных заготовок.

Внедрение процесса раздачи в промышленность затрудняется как отсутствием методики проектирования, так и исследованиями, позволяющими определить напряженно-деформированное состояние, и параметры, ограничивающие процесс штамповки.

Для решения задачи разработана методика теоретических и экспериментальных исследований процесса раздачи жестким коническим пуансоном с цилиндрическим уступом. Для проведения эксперимента и построения уравнений регрессии использовался метод факторного планирования. Компьютерное моделирование процесса проведено в программном комплексе PAM-STAMP 2G, а эксперимент выполнен в штампе на испытательной машине УИМ-100. По результатам экспериментальных исследований построено уравнение регрессии, позволяющее определить наличие либо отсутствие признаков потери устойчивости заготовки. По построенным уравнениям регрессии проведен анализ и даны рекомендации по проектированию технологического процесса раздачи.

Выводы:

Установлено, что потеря устойчивости в виде образования трещины либо шейки на кромке отштампованной заготовки в пределах исследуемых значений не происходила.

Определены диапазоны технологических параметров штамповки, при которых возможно получать детали заданного качества, без потери

устойчивости в виде поперечной складки в недеформированной цилиндрической области в один переход штамповки без отжига, а также с применением межоперационного отжига.

Экспериментально получено уравнение регрессии, описывающее процесс раздачи трубных заготовок из конструкционной стали, позволяющее при проектировании технологического процесса определить наличие либо отсутствие потери устойчивости.

Разработана научно обоснованная методика проектирования технологического процесса листовой штамповки для получения элементов капсул раздатей трубных заготовок.

О применимости нейросетевых алгоритмов к оценке технического состояния авиационных двигателей

Бураймах И.Д.

МГТУ ГА, г. Москва

В процессе эксплуатации авиационных двигателей (АД) выполняется регистрация параметрической и непараметрической информации. На большинстве двигателей контролируются и регистрируются значения таких параметров как вибрации роторов, давлений газа, температуры газа, расхода топлива и масла и т.д. В настоящее время, с учетом сложности описания всего многообразия связей между регистрируемыми параметрами и, в условиях необходимости обработки больших массивов регистрируемых данных, представляется обоснованным использование в процессе диагностирования авиационных двигателей аппарата нейронных сетей. Диагностирование АД с помощью нейронных сетей (НС) является современным подходом, который дополняет другие методы диагностирования. При этом нейросетевые модели (НСМ) могут быть использованы вместо традиционных способов моделирования, т.к. с их помощью можно моделировать нелинейные системы. Применение НСМ позволяет также создать инструмент классификации данных испытаний (или контроля в процессе эксплуатации). Сравнение результатов такой классификации с теоретическими данными, полученными другими методами, позволяет повысить качество диагностирования АД. Следует отметить, что главным преимуществом НС является возможность их обучения в условиях изменяющегося перечня неисправностей АД и извлечения из текущих данных диагностических признаков и формирования решений по дальнейшей эксплуатации. Применение НС позволяет произвести надежную классификацию неисправностей без избыточного уточнения деталей моделей АД. Однако, методика диагностирования на базе НС, требует накопления большого объема обучающей информации, в состав которой включаются признаки всевозможных неисправностей.

Актуальной задачей является исследование возможности оптимального соединения разных механизмов обработки знаний с целью повышения качества и эффективности экспертных систем при решении задач оценки технического состояния АД. Накопленная статистика с теоретическим обоснованием критериев физического проявления дефектов двигателя используется для обучения НС в рамках разработки автоматизированных диагностических систем.

Результаты, представленные в работе, являются попыткой показать возможность выявления и анализа причин отказов АД в условиях эксплуатации с использованием НСМ.

The applicability of neural network algorithm to evaluate the technical condition of aircraft engines

Buraimah I.J.

MSTUCA, Moscow

In the process of operating aircraft engines (AE) parametric and non-parametric data are registered. In most modern aircrafts, engines data is monitored and recorded, values such as rotor vibration, air pressure, gas temperature, gas flow, rate of fuel flow and oil etc. At present, given the complexity of the various registered parameters and their relationships between each other and the need to process large amounts of logged data, it seems reasonable to use in the diagnosis process of aircraft engines neural networks. Diagnosis of AE with the help of neural networks (NN) is a modern approach that complements other methods of diagnosis currently being used. Thus neural network model (NNM) can be used instead of the traditional modeling techniques, since they can model nonlinear systems. NNM application also allows you to create a tool classification test data (or controller in the course of operation). Comparison of the results of this classification with theoretical data obtained by other methods, greatly enhance the quality of diagnosis AE faults. It should be noted that the main advantage of the NN is the possibility of learning in a changing environment of engine faults and retrieval of current data and diagnostic features and the formation of decisions on the further operation to be carried out on the engines. Application or use of NN can thus result in a reliable classification of faults without putting excessive pressure on the models for further details. However, methods of diagnosis based on the NN require a large amount of training data information, which are included in the various fault indications. The actual task of using NN as a diagnostic tool is to investigate the possibility of connecting different methods for processing engine data to improve the quality and effectiveness of expert systems for solving the technical condition and assessment of aircraft engines. Accumulated statistics and theoretical criteria based on the physical manifestation of defects

registered from the engine is used for training the NN in the development of an automated diagnostic systems. The results presented in this paper are an attempt to show the ability to identify and analyze the causes of engine failure in operation with the aid of NNM.

Организация контекстного проектирования в среде NX/Teamcenter

Бурова Ю.А., Ксенофонтова Л.Н., Новиков Д.Ю.

НПО «Сатурн», г. Рыбинск

Для реализации принципов параллельного инжиниринга при проектировании газотурбинного двигателя разработано методическое и программное обеспечение по следующим направлениям:

- обеспечение управления процессом проектирования в PDM-системе;
- обеспечение наследования и интеграции данных последовательных этапов проектирования и взаимодействия между проектами;
- обеспечение процесса контекстного проектирования в CAD-системе;
- обеспечение процедур вариантного и итерационного проектирования в среде CAD/PDM;
- обеспечение управления электронным макетом проектируемого изделия на последовательных этапах разработки.

В качестве базового программного обеспечения для проектирования в ОАО «НПО Сатурн» используются система Teamcenter и CAD-система NX.

В основу реализации принципов контекстного проектирования в среде NX/Teamcenter заложено использование электронной базовой модели изделия, компоновок в электронной форме и контрольной структуры.

Электронная базовая модель каждого этапа проектирования включает:

- плоскости, указывающие расположение базовых плоскостей и осей системы координат двигателя;
- теоретическую проточную часть двигателя;
- плоскости деления двигателя на сборочные единицы;
- плоскости размещения существующих осей основных СЕ.

Основная контрольная структура позволяет вести параллельную разработку графических документов в контексте всего изделия. Она является общим рабочим пространством для участников проекта и представляет собой сборку, в которую входят в виде компонентов основные объекты. Проработка ассоциативной геометрии в компонентах

происходит в процессе формирования общего конструктивного облика изделия.

В основную контрольную структуру включаются:

- базовая модель двигателя;
- модели компоновок двигателя и/или сборочных единиц;
- модели основных сборочных единиц;
- другие компоненты, необходимые для коллегиальной работы.

Основные методы организации данных: мастер-модель; контрольная структура; эскизы (Sketch); технология WAVE.

Организация контекстного проектирования с использованием позиционно-зависимых связей и прототипов без позиционной зависимости позволила сократить сроки разработки КД и запуска в производство новых изделий, а также минимизировать количество итераций на всех этапах проектирования ГТД.

Organization of Contextual Design in NX/Teamcenter Environment

Burova Yu.A., Ksenofontova L.N., Novikov D.Yu.

NPO "Saturn", Rybinsk, Russia

To realize the principles of parallel engineering during the gas-turbine engine development, the instructional guidelines and the software in the following directions have been developed:

- Design process management support in PDM system;
- Ensuring inheritance and data integration of the successive design stages and interaction of the projects;
- Ensuring the contextual design process in CAD system;
- Support of the alternative and iterative design procedures in CAD/PDM system;
- Ensuring digital mockup management of the design engine at successive design stages.

At NPO Saturn, Teamcenter software and NX CAD system are used as the base software at design.

Application of the basic electronic model of the engine, electronic layout versions and the control structure forms the basis of the contextual design principles realization in the NX/Teamcenter environment.

The basic electronic model of each design stage includes:

- planes indicating location of the base planes and coordinate axes of the engine;
- theoretical gas flow duct of the engine;
- engine sectional planes;
- planes for location of the existing axes of the main assembly units.

The main control structure enables carrying out parallel development of the graphical documents within the scope of the whole engine. It is a common working area for the participants of the project, and it represents the assembly, which includes the main objects as components. Development of the associative geometry of the components takes place during the engine general design definition phase.

The basic control structure includes:

- baseline engine;
- layout models of the engine and / or components;
- models of the main assembly units;
- other components required for collective work.

The main data management methods include: master model; control structure; sketches; WAVE procedure.

Organization of the contextual design process using position-dependent relations and prototypes irrespective of positional dependences enabled to reduce time for the design documentation development and launching manufacture of new products, and minimize the quantity of iterations at all gas-turbine engine design stages, as well.

Разработка нелинейной математической модели ЖРД, работающего на стационарном режиме

Воробьев А.Г., Беляев Е.Н., Гнесин Е.М.
МАИ, г. Москва

Математическое моделирование ЖРД призвано путем глубокого теоретического анализа конструкции и процессов, происходящих как в агрегатах, так и в двигателе в целом, выявить характерные особенности функционирования и выбрать оптимальные статические и динамические характеристики узлов и агрегатов разрабатываемого двигателя с целью выполнения предъявляемых к нему требований [1, 2].

В данной работе приведены результаты разработки нелинейной математической модели жидкостного ракетного двигателя 11Д58МФ, разрабатываемого в РКК «Энергия» для использования в составе РБ типа ДМ. Математическая модель позволяет моделировать маршевый режим работы двигателя, осуществлять энергетическую увязку параметров двигателя в условиях отклонения статических характеристик трубопроводов и всех его агрегатов (насосов, турбин, камеры сгорания (КС), газогенератора (ГГ), дросселей, шайб и прочего) и проводить всевозможные исследования связанные: с изменением схемы двигателя; с аномальными и аварийными ситуациями; с работой двигателя совместно со стендовыми или ракетными системами и т.п. Модель также позволяет исследовать новые конструктивные решения, направленные на модернизацию двигателя, повышение его надежности.

Библиографический список

1. Лебединский Е.Н., Мосолов С.В., Калмыков Г.П.и др. Компьютерные модели жидкостных ракетных двигателей. Москва. Машиностроение. 2009. 375 с.
2. Беляев Е.Н., Черваков В.В.. Математическое моделировании ЖРД. Москва. МАИ. 2009. 278 с.

Development of non-linear mathematical model of rocket engine operating at steady state

Vorobiev A.G., Belayev E.N., Gnesin E.M.
MAI, Moscow

Mathematical modeling of LRE intended by thorough theoretical analysis of the design and the processes in units, and the engine in general, to identify the characteristics of the operation and to choose the optimal static and dynamic characteristics of the components and assemblies developed by the engine to perform its requirements [1, 2].

In this paper we present the results of the development of a nonlinear mathematical model of 11D58MF liquid rocket engine, developed by RSC "Energia" for use in RB DM type. A mathematical model to simulate the conditions of the engine full thrust regime, to carry out energy balancing the engine in a conditions of the static characteristics of pipelines and all its components (pumps , turbines, combustion chamber (CC) , a gas generator (GG), washers and other things) and provide the extensive research related to: changing the schema of engine with abnormal and emergency situations, with the engine in conjunction with test branch or missile systems, etc. The model also allows you to explore new design solutions for at modernizing the engine and increasing its reliability.

Bibliographic list

1. Лебединский Е.Н., Мосолов С.В., Калмыков Г.П.и др. Компьютерные модели жидкостных ракетных двигателей. Москва. Машиностроение. 2009. 375 с.
2. Беляев Е.Н., Черваков В.В.. Математическое моделировании ЖРД. Москва. МАИ. 2009. 278 с.

Применение принципа минимума «действия» для расчета стационарных температурных полей

Гарибян Б.А., Спирин Г.Г.
МАИ, Москва

По аналогии с энергией электростатического поля, для стационарного температурного поля введено в рассмотрение понятие «действие», и показано, что справедлив «принцип минимума «действия». Принцип минимума «действия» справедлив как для случая анизотропии в

рассматриваемой области, так и для различных видов граничных условий, причем в зависимости от постановки задачи может изменяться лишь запись базового функционала «действие».

Принцип минимума «действия» подтвержден примерами стационарных температурных полей с основными типами симметрий: плоской, осевой и центральной. Он рассмотрен также на примере простейшей одномерной нелинейной задачи теплопроводности. При линейаризации данной задачи с помощью подстановки Кирхгофа, введено понятие температурного потенциала и получен вид соответствующего функционала «действие», показано, что дифференциальное уравнение теплопроводности задачи для функционала «действие» является уравнением Эйлера-Лагранжа.

«Минимум «действия» можно использовать в качестве критерия при поиске оптимальных параметров температурного профиля приближенно-аналитического решения задачи стационарной теплопроводности. Для разных видов температурных профилей получены их параметры, проведено сравнение с соответствующими параметрами, вычисленными по методу наименьших квадратов (отклонений от известного аналитического решения).

Для расчета стационарных температурных полей численными методами в качестве критерия окончания итерационной процедуры предлагается использовать так называемый «вклад в «действие», который с увеличением точности описания поля уменьшается и имеет пределом нуль. Исследование данного критерия проведено на примере одномерной, нелинейной задачи для разных численных методов в двух вариантах: при увеличении числа итераций на стабильной регулярной сетке, а также при сгущении регулярной сетки.

1. Гарибян Б.А., Спирин Г.Г. Принцип минимума «действия» в задачах стационарного теплообмена. – Научное обозрение, 2013, № 7, с. 92–98.

2. Зарубин В.С., Родиков А.В. Математическое моделирование температурного состояния неоднородного тела. – Теплофизика высоких температур, 2007, т.45, №2, с. 277–288.

3. Коздоба Л.А. Методы решения нелинейных задач теплопроводности. – М.: Наука, 1975. – 228 с., ил.

4. Петров И.Б., Лобанов А.И. Лекции по вычислительной математике: Учебное пособие. – М: БИНОМ, 2006. – 523 с., ил.

Application of the principle of minimum "action" for the calculation of stationary temperature fields

Garibyan A.B., Spirin G.G.

MAI, Moscow

By analogy with the energy of the electrostatic field for the stationary temperature field, we introduce the concept of "action", and show that the minimum principle of "action" is true. Minimum principle of "action" holds not only for the case of anisotropy in the area under consideration, but also for different types of boundary conditions, and under depending on setting up a problem, changes only a recording of the basic functionality of "action".

Minimum principle of "action" is confirmed by examples of stationary temperature fields with the basic types of symmetries: the flat, axial and central. It was also considered by the example of the simplest one-dimensional nonlinear heat conduction problem. The linearization of this problem by Kirchhoff's substitution and usage of the concept of thermal capacity resulted to the corresponding functional form "action". It is shown that the differential equation of heat conduction problem for the functional 'action' is the Euler–Lagrange's equation.

"Minimum "action" can be used as a criterion for the search of optimal parameters of the temperature profile of the approximate analytical solution of the steady-state heat conduction. For various types of temperature profiles corresponding parameters were obtained and compared with the corresponding parameters, calculated by the method of least squares (deviations from the known analytical solutions).

To calculate the steady-state temperature fields of numerical methods as a criterion for the end of the iterative procedure is proposed to use the so - called "contribution to the "action", which, in the case of increasing of the accuracy of the description of the field, is reduced and has a limit of zero. The study of this criterion was carried out by using the example of one-dimensional, non-linear problem for the different numerical methods in two ways: by increasing the number of iterations in a stable regular grid, as well as thickening of the regular grid.

Технология повышения адгезионной прочности термобарьерных систем лопаток турбины высокого давления из жаропрочных никелевых сплавов

Герсга А.С., Измайлова Н.Ф., Мингажев А.Д.

УМПО, г. Уфа

В современной авиационной промышленности существует проблема повышения мощности и ресурса современных двигателей. В связи с тем, что с повышением мощности неизбежно растёт и температура в турбине

высокого давления, возникает вопрос о защите деталей от её воздействия.

Одним из путей защиты ответственных деталей газотурбинного тракта от высоких температур является нанесение теплозащитных покрытий (ТЗП), в том числе на рабочие лопатки турбины высокого давления (РЛ ТВД). Наиболее известное на сегодняшний день ТЗП $ZrO_2-Y_2O_3$ эффективно снижает температуру основного материала защищаемой детали, однако до сих пор не решена проблема долговечности такого покрытия.

Цели разработки данного покрытия:

- 1) достижение необходимого ресурса рабочих лопаток ТВД;
- 2) снижение их себестоимости.

Отличия от традиционного покрытия состоят в следующем:

- 1) использование высокотемпературного припоя в системе подслоя;
- 2) применение анкерной конструкции в покрытии;
- 3) нанесение $ZrO_2-Y_2O_3$ методом плазменного напыления (APS);
- 4) использование технологии ионной имплантации.

Высокотемпературный припой в составе подслоя предназначен для повышения адгезии системы металл-керамика. В случае критического влияния окисления на адгезию предполагается использование ионной имплантации ионами иттербия подслоя или керамики.

Применение анкерной конструкции покрытия позволит создать механическое сцепление между подложкой и керамикой. Вместе с припоем данная конструкция представляет собой адгезионную составляющую покрытия.

Также отличительной особенностью предлагаемой системы является метод нанесения покрытия: плазменное или высокоскоростное напыление. Целесообразность этих методов состоит в сокращении себестоимости лопатки за счёт того, что: 1) отпадает необходимость в покупке дорогостоящего оборудования для электронно-лучевого напыления; 2) стоимость напыления по предлагаемому варианту ниже, чем методом ЭЛН (по предварительным расчетам). По данному направлению автором в настоящее время проводятся опытные работы по отработке режимов напыления термобарьерного покрытия и его конструкции.

Adhesive strength increasing technology of thermal barrier systems high pressure turbine blades of heat-resistant nickel alloys

Gerega A.S., Izmailova N.F., Mingazhev A.D.
JSC "Ufa Engine Industrial Association", Ufa

There is the problem of increasing modern engines power and resource in modern aviation industry. Due to the fact that with increasing power and

inevitably increases the temperature in the high pressure turbine, there is an issue of protecting components from impact.

One direction to protect critical parts of a turbine high temperature path including the rotor blades of high pressure turbine (HPT RL) is applying thermal barrier coatings (TBC). The most well-known TBC today is ZrO₂-Y₂O₃ which effectively reduces the temperature of the protected parts base material. But the problem of coating durability still not solved.

The Goals of the coating:

- 1) achieving the necessary resource of the HPT rotor blades;
- 2) reducing their costs.

Difference from the traditional coatings is in the following:

- 1) using of high temperature solder in the underlayer;
- 2) using of the anchor structure in the coating;
- 3) application of ZrO₂-Y₂O₃ by plasma spraying technology (APS);
- 4) using of ion implantation.

High-temperature solder in the underlayer intended to enhance the adhesion of the “metal – ceramics” system. In the event of the oxidation process critical influence on adhesion is supposed to use sublayer or ceramic ion implantation of ytterbium ions.

Application of the anchor roof structure will create a mechanical bond between the substrate and ceramic. Together with the solder this design is a component of the coating adhesion.

Also, the distinctive feature of the proposed system is the method of deposition: plasma or high-speed evaporation. Advisability of these methods is to reduce blades cost due to the fact that: 1) there is no need to purchase expensive equipment for electron- beam evaporation , and 2) the cost of spraying on the proposed variant is lower than by ELN (according to preliminary calculations). In this direction the author is currently undergoing experimental work to test the thermal barrier coating deposition conditions and its design.

Численное исследование рабочего процесса в ступени центробежного компрессора

Горшков А.Ю., Мербаум В.Г., Батулин О.В.
СГАУ, г. Самара

С 1970х годов в лаборатории лопаточных машин на кафедре теории двигателей летательных аппаратов Самарского государственного аэрокосмического университета (СГАУ) для проведения студенческих лабораторных работ используется стенд для экспериментального получения характеристик модельного малоразмерного центробежного компрессора состоящего из входного направляющего аппарата, рабочего колеса (РК) и выходной системы. Исследуемый компрессор

имеет следующие параметры: частота вращения ротора до 30000 об/мин ; степень сжатия $\pi_c^* < 1.1$; расход воздуха $G_a < 0.02 \text{ кг/с}$. За время эксплуатации стенда был накоплен большой объем экспериментальных данных о рабочем процессе данного компрессора в разных условиях.

Течение в модельном компрессоре было исследовано в программном комплексе *Ansys CFX*. Для этого была создана модель рабочего процесса, состоящая из двух элементов - доменов: РК и выходной области. Домен РК рассчитывался в подвижной системе координат (СК), вращающейся с частотой вращения ротора. Выходная область считалась в неподвижной СК. Данные о параметрах потока из первой расчетной области во вторую передавались с помощью интерфейса *Stage*. Расчетная область выходной системы также содержала в себе полость за диском РК, что позволило учесть утечки рабочего тела и дисковые потери. Модель РК учитывала также наличие радиального зазора над торцами лопаток величиной $0,3 \text{ мм}$.

Геометрия всех элементов компрессора была воссоздана в программах *Blade Gen* (РК) и *Design Modeler* (выходная система) по имеющимся чертежам и результатам обмера компрессора. Все элементы были разбиты структурной сеткой конечных элементов. Общее число конечных элементов во всей рассматриваемой расчетной области – 300 тыс. элементов. В качестве рабочего тела использовался идеальный газ со свойствами сухого воздуха. В расчётах учитывалось, что его теплоёмкость и динамическая вязкость зависят от температуры. В ходе расчётов использована модель турбулентности $k-\varepsilon$.

Полученные в результате расчетного исследования характеристики компрессора были сопоставлены с экспериментальными данными. Было установлено, они хорошо совпадают качественно, но существенно отличаются (в несколько раз) количественно. Проведенный анализ и сопоставление расчетных и экспериментальных данных позволило выявить ряд существенных ошибок в организации эксперимента и методике обработки его данных, приводящих к значительному искажению результатов. Также было установлено, что применяемая в ходе эксперимента для вычисления крутящего момента на валу компрессора тарировочная зависимость ошибочна.

Задача расчета зазоров центрирования и плавания сепараторов высокоскоростных подшипников ДЛА

Силаев Б.М., Даниленко П.А.

СГАУ, г. Самара

Система сил, возникающих при работе высокоскоростных опор качения ДЛА, и экстремальные температурные условия могут вызывать существенные деформации сепараторов подшипников качения и, как

следствие, их повреждения. Особенно это касается массивных сепараторов, выполняемых из материалов, имеющих высокую разницу коэффициентов линейного расширения по сравнению с материалом колец подшипника. Не учёт этого фактора при проектировании и изготовлении подшипников качения может существенно снизить их работоспособность. Сепараторы высокоскоростных подшипников качения, несмотря на значительный прогресс в области их конструирования и изготовления, всё ещё являются деталями, пилитирующими ресурсные возможности подшипников, особенно при переходе за скоростной параметр $d_m n \geq 0,6 \cdot 10^6$ мм*об/мин.

Одним из существенных факторов, влияющих на работоспособность высокоскоростных подшипников качения, являются зазоры центрирования и плавания массивного сепаратора. Центрирование сепаратора при высоких скоростях в основном применяются по центрирующим бортам наружного кольца. В настоящее время исходный зазор центрирования определяется эмпирически. В рабочих условиях указанный зазор может существенно измениться. Так, при экстремально-низких температурах он может увеличиться в несколько раз, а при повышенных температурах зазор может исчезнуть вообще, что приведёт к заклиниванию и разрушению сепаратора.

В работе предлагаются зазоры центрирования и плавания сепараторов высокоскоростных подшипников качения назначать расчётно-аналитическим путём с учётом температурных изменений размеров колец и сепаратора подшипника, а также их изменений от действия центробежных сил и посадочных натягов. При этом зазор центрирования сепаратора в рабочем состоянии необходимо устанавливать равным зазору подшипников скольжения. Зазор плавания между внутренним диаметром сепаратора и наружным диаметром внутреннего кольца выполнять максимально возможным размером. Увеличенный зазор плавания необходим для прокачки через подшипник смазочно-охлаждающей среды без недопустимого повышения перепада давления на сепараторе, влияющего на его прочность.

Приведены данные, иллюстрирующие, что предложенное техническое решение было успешно апробировано для обеспечения работоспособности подшипников качения с полимерным сепаратором существенно нагруженного изделия при частоте вращения на два порядка превышающей предельно допустимую по каталогу, в условиях экстремально-низких температур.

Предлагаемое расчётно-аналитическое решение задачи по назначению зазоров центрирования и плавания высокоскоростных подшипников качения обеспечит существенное повышение их работоспособности.

The problem of calculating alignment and space gap of aircraft engine high speed bearing separator

Silaev B.M., Danilenko P.A.

SSAU named after S.P. Korolev, Samara

The system forces that emerge while using high-speed rolling bearings of an aircraft engine, and extreme temperatures can cause significant displacement of bearing cages and, as a consequence, their damage. This is especially true of massive divider performed with materials having a high difference between the factors of thermal expansion than the material of the bearing rings. No consideration of this factor in the design and manufacture of rolling bearings can significantly reduce their performance. Despite significant progress in the field of design and manufacturing, high speed rolling bearings separators there are still used resource capabilities of bearings, particularly in the transition of high-speed parameter $d_m n \geq 0,6 \cdot 10^6 \text{ mm} \cdot \text{r} / \text{min}$.

One of the significant factors affecting the performance of high-speed rolling bearing is centering clearances and float of massive separator. Centering separator at high speeds generally used to the outer sides of the centering ring. Now time initial centering clearance is determined experientially. While working, this clearance can significantly change. For example, at extremely low temperatures, it can intensively increase and at elevated temperatures spacing gap can even disappear, leading to seizure and failure of the separator.

In work proposed alignment space gaps and floating high speed rolling bearings separators appoint settlement and analytical way with regard to temperature changes in size of rings and bearing retainer, and their changes from effect of centrifugal forces and interference fit. At the same time centering the separator space gap in working order should be set equal to the clearance bearings. The split between the inner diameter floating cage and the outer diameter of the inner ring to carry out the maximum possible size. Increased space gap is meant for cutting environment which is pumped through the bearing without excessive rise in pressure drop across the arrester which affects its strength.

The data showing that the proposed solution has been successfully tested to ensure efficient operation of rolling bearings with polymer separator significantly laden products at speed by two orders higher than the maximum allowed in the catalog, in the face of extremely - low temperatures.

The proposed settlement and analytical solution intended centering gaps and floating high speed rolling bearings will provide a significant increase of their efficiency.

**Методика расчета магнитной цепи сверхпроводниковых
электрических машин с когтеобразными полюсами и постоянными
магнитами для систем электроснабжения перспективных ЛА**

Дубенский А.А., Ковалев Л.К.

МАИ, г. Москва

Целью данной работы является создание методики поверочного и проектировочного расчетов сверхпроводниковых синхронных генераторов с когтеобразными полюсами и постоянными магнитами на роторе.

Электрические машины рассматриваемого типа являются перспективными для применения в системах электроснабжения летательных аппаратов нового поколения, так как конструкция этих машин позволяет эксплуатировать их при высоких частотах вращения вала (24 тыс. мин⁻¹ и более). Это позволит снизить массу и габариты системы электроснабжения летательного аппарата, что особенно важно при создании «полностью электрифицированного» самолета.

Одной из особенностей машины рассматриваемого типа является работа участков магнитной цепи машины в режиме глубокого насыщения. В этом режиме существенно возрастают значения магнитных потоков рассеяния, которые из-за насыщения магнитной цепи нелинейно зависят от магнитодвижущей силы сверхпроводниковой обмотки возбуждения.

Методика состоит из нескольких этапов. На первом этапе на основе результатов анализа конструкции генератора составляется картина действующих в машине магнитных потоков. При этом допускается, что распределение магнитной индукции в каждом участке магнитной цепи имеет равномерный характер. Далее при помощи известного метода теории магнитных цепей производится подразделение элементов генератора на участки магнитной цепи, через которые проходят соответствующие магнитные потоки. Вычисляются длины магнитной силовой линии и площади поперечных сечений участков магнитной цепи.

На втором этапе составляется эквивалентная схема замещения магнитной цепи, которая затем может быть упрощена при условии, что значения некоторых магнитных потоков невелики по сравнению с величиной основного рабочего магнитного потока, и ими можно пренебречь.

На третьем этапе производится итерационный расчет схемы замещения с применением методов расчета сложных электрических цепей и метода итераций.

По данной методике были проведены расчеты генератора рассматриваемого типа и проведен ряд экспериментальных

исследований. Сравнительный анализ результатов расчетов и экспериментальных исследований показал, что данная методика может быть применена к поверочному и проектировочному расчетам электрических машин рассматриваемого типа.

The calculation technique of the magnetic circuit of superconducting electric machines with clawlike poles and permanent magnets for on-board power grid for perspective aircraft

Dubensky A.A., Kovalev L.K.
MAI, Moscow

This paper is devoted to creation of the calculation technique of superconducting synchronous generators with clawlike poles and permanent magnets on a rotor.

Electric machines of considered type are perspective for application in electric supplying systems of new generation aircraft. The construction of these machines allows to operate them at high frequencies of rotation ($24\,000\text{ min}^{-1}$ and more). It will allow to lower weight and dimensions of electric supplying system of aircraft that is especially important in aircraft with full electric equipment.

One of features of the considered machine is work of magnetic circuit parts of the machine in a mode of deep saturation. Values of leakage magnetic fluxes which because of saturation of a magnetic circuit nonlinear depend from magnetomotive forces of superconducting excitation windings essentially increase in this mode.

The technique consists of several stages. At the first stage on the basis of the analysis of a generator construction the picture of active magnetic streams in the machine is made. The distribution of a magnetic flux density is considered like uniform in each element of a magnetic circuit. Further by a known method of the theory of magnetic circuits the division of the generator on parts of the magnetic circuit is made. Lengths of magnetic fluxes lines and areas of cross-section sections of sites of a magnetic circuit are calculated.

At the second stage the equivalent scheme of a magnetic circuit is made. The equivalent scheme of a magnetic circuit becomes simpler if values of some fluxes are small in comparison with the main magnetic flux.

At the third stage iterative calculation of an equivalent circuit with application of methods of calculation of complex electric circuits and the method of iterations is made.

The number of experimental researches and the calculation of the considered generator by this calculation technique are carried out. The comparative analysis of calculations results and experimental researches has shown, that the given technique can be applied to estimating and designing calculations of considered electric machines.

Газодинамическая камера-сопло

Абашев В.М., Ерёмкин И.В., Крайнев В.Л., Ляшенко А.И.,
Прудников А.Г., Тарасенко О.С., Третьяков П.К., Тупикин А.В.
МАИ, г. Москва

Одним из направлений конструктивного совершенствования двигателей летательных аппаратов является создание перспективных сопловых блоков. Применение перспективных сопловых блоков позволит увеличить технические параметры двигательной установки.

Рассмотрены принципиальные схемы газодинамических камер-сопел (ГДКС). ГДКС состоит из последовательно соединенных эллипсоидного днища и цилиндра. В цилиндре и днище выполнены отверстия, через которые в сопло подаются струи продуктов сгорания топлива. Отверстия выполнены так, что при взаимодействии струй продуктов сгорания в камере-сопле организуется подсос воздуха из окружающей среды. Происходит дожигание топлива.

Проведены предварительные теоретико-экспериментальные исследования различных вариантов конструкций камер-сопел. Холодные стендовые испытания показали эффективность конструкции и позволили выбрать рациональные варианты. Оценка прогнозируемых характеристик двигателя с новым соплом показала возможность увеличения удельного импульса тяги. Предварительные летные испытания подтвердили полученные выводы.

На основе экспериментальных данных, разработана аналитическая методика расчета ГДКС.

Методика выбора наилучшего варианта конструкции ЭСУ для заданного класса ЛА

Жебраков А.С.

КБ Электроприбор, г. Саратов

Энергосиловая установка (ЭСУ) является важнейшей подсистемой летательного аппарата (ЛА). Характеристики ЭСУ во многом определяют эффективность функционирования всей системы.

Часто задача выбора варианта ЭСУ решается не системно, в отрыве от постановки и решения задач выбора эффективного варианта конструкции ЭСУ и наилучшего варианта стенда для ее исследования.

Для решения данной задачи была разработана методика выбора наилучшего варианта конструкции ЭСУ, включающая в себя выполнение следующих этапов:

1. Построение упорядоченного множества эффективных вариантов ЭСУ и выбор наилучшего варианта ЭСУ для заданного типа ЛА.

2. Построение упорядоченного множества эффективных вариантов конструкции ЭСУ и выбор наилучшего варианта конструкции ЭСУ.

3. Построение упорядоченного множества эффективных вариантов стенов для проведения испытаний выбранной конструкции ЭСУ и выбор наилучшего варианта.

Для каждого из этапов 1-3 необходимо выполнять следующие действия:

- определить возможные варианты исследуемого объекта;
- определить множество критериев для его оценки;
- определить коэффициенты важности критериев;
- решить задачу выбора наилучшего варианта;
- сравнить результаты решения с результатами, полученными с использованием других методик.

4. Проведение испытаний выбранного образца конструкции ЭСУ на испытательном стенде выбранной конструкции.

5. Обработка информации, полученной в ходе испытаний.

6. Вывод об эффективности выбранной ЭСУ, либо о необходимости доработки конструкции.

Данная методика была применена для решения задачи выбора конструкции ЭСУ для управления угловым движением космического ЛА массой 97 кг с угловой скоростью 1,5°/с. В результате решения задачи сделан вывод, что наилучшим вариантом является пульсирующий детонационный двигатель с единичным импульсом тяги не менее $I_1 = 0,029 \text{ Н}$.

Methods of selecting the best design of the power plant for a given class of aircraft

Zhebrakov A.S.

JSC «KB Electropribor», Saratov

Power plant is an important subsystem of the aircraft. The power plant characteristics are largely determine the performance of the overall system.

Often the problem of choosing the variant of the power plant is solved not systematically, in isolation from the formulation and solution of problems of choosing an effective variant of the power plant design and the best mode stand for their tests.

To solve this problem a method of selecting the best design of the power plant was developed includes the following steps:

1. The creation of an ordered set of effective variants of power plants and choosing the best variant of power plant for a given type of aircraft.

2. The creation of an ordered set of effective power plants design variants and selecting the best variant.

3. The creation of an ordered set of effective variants of stands for testing the power plant of chosen design and selecting the best variant.

For each of the steps 1-3 it needs to perform the following steps:

- identify options of the object;
- identify a set of criteria for its evaluation;
- identify the coefficients of the importance of the criteria;
- solve the problem of choosing the best variant;
- compare results of solution with results obtained using other techniques.

4. Testing of selected sample of power plant on the test bench of chosen design.

5. Processing the information obtained during the test.

6. Decision about the effectiveness of the selected power plants or needs to redesign.

This technique has been applied to solve the problem of choosing the design of the power plant to control the angular motion of outer aircraft weight 97 kg, with an angular velocity of $1,5^\circ$ per sec. The result of solving the problem concluded that the best variant is the pulse detonation engine with a unit impulse thrust at least $0,029 \text{ N} \cdot \text{s}$.

Воздействие на бортовые кабели космического аппарата в СВЧ диапазоне

Жегов Н.А.

МАИ, г. Москва

Электромагнитные помехи в виде электромагнитного поля излучаемого антенной ракето-носителя (РН) воздействует на бортовые кабели космического аппарата и РН в сверх высоко частотном диапазоне(СВЧ). На предприятии ГКНПЦ имени «Хруничева» разработана программа и методика проведения исследования для подтверждения помехозащищенности бортовых кабелей КА к непреднамеренным электромагнитным помехам в СВЧ. Исследуемые сборки кабелей с пироустройствами размещались в развернутом виде на металлической (металлизированной) поверхности. Пироустройства располагались в специальных контейнерах - пирокамерах для пироэлементов. При испытаниях регистрировались уровни напряженности поля (плотности потока мощности) антенн имитаторов излучения. Исследования проводились в два этапа. На первом этапе осуществлялась калибровка измерительной площадки. На втором этапе проводились исследования. При калибровке измерительной площадки путем последовательного перемещения излучающих антенн определялась зона наибольшей напряженности электрического поля. В режиме исследований в качестве объекта испытаний применялись пироустройства, присоединенные к кабелям соединения с приборами

автоматики системы управления ракеты-носителя. Показания измерителя поля были несколько заниженными вследствие расположения прибора измерения, вне зоны максимальной напряженности поля.

Результаты исследования показали помехозащищенность кабелей к излучению радиосредств т.к. пиросредства остались не поврежденными. Это подтверждает правильность конструктивных и схемно-технических решений при разработке пиротехнических устройств системы разделения РН и средств их защиты от воздействия ЭМП в СВЧ диапазоне.

Обзор альтернативных систем подачи топлива для ЖРД МТ с повышенным давлением в КС

Загорнян С.С.
МАИ, г. Москва

Жидкостные ракетные двигатели малой тяги (ЖРД МТ), входящие в состав ДУ ориентации ЛА, производят управление и стабилизацию положения осей КЛА в режиме пассивного полета. Давления в КС современных ЖРД МТ находятся в диапазоне 0.8-1.5 МПа, что соответствует минимальной массе всей ДУ, для управления КЛА которой по трем осям парой сил необходимо 12 двигателей, однако реально на КЛА их может быть от 8 до 40.

Питание ЖРД МТ осуществляется преимущественно от вытеснительной системы подачи (ВСП) топливом. Однако применение ВСП ограничено областью низких давлений подачи и небольших запасов топлива вследствие возрастания сухой массы бака с повышением давления и сухой массы аккумулятора с увеличением объема. Одним из возможных путей улучшения массово-энергетических характеристик ЖРД МТ и всей ДУ является повышение давления в КС, за счет чего наблюдается снижение массы и габаритов, увеличение удельного импульса, появляется возможность увеличения степени расширения сопла ЖРД МТ.

В качестве альтернативы ВСП для ЖРД МТ предлагается использование пневмонасосной системы подачи (ПНСП) с целью улучшения массовых характеристик ЖДУ за счет снижения давления в топливных баках, по сравнению с ВСП, использования подогрева газа, питающего пневмонасосный агрегат (ПНА), от работающей КС, обеспечения высокой точности поддержания соотношения компонентов. Рассмотрены работы [1, 2] с применением ПНСП для двигателей тягой 40 кгс и давлением в КС ЖРД до 2 МПа. В данных работах проведено сравнение ПНСП с классическими турбонасосной и вытеснительной

системами подачи топлива, которое однозначно показало превосходство использования ПНСП.

Также рассмотрено использование двигателей с повышенным давлением в КС и для существующих ДУ путем отбора рабочего тела от магистралей с высоким давлением газа. В качестве примера рассмотрена ДУ КВРБ, где одним из источников рабочего газа в ЖРД МТ с повышенным давлением может служить магистраль выхода из бустерного насоса.

Использованная литература:

1. В.Н. Шнякин, В.А. Шульга, В.И. Конох, А.И. Животов, И.И. Калиниченко, А.В. Дибривный, И.Ю. Кукса "Двухкомпонентная жидкостная двигательная установка космического аппарата с пневмонасосной системой подачи" / Авиационно-космическая техника и технология.- 2010.- №9 (76)

2. В.Н. Шнякин, В.А. Шульга, В.И. Конох, А.И. Животов, А.В. Дибривный "Оптимизация типа системы подачи ЖДУ космического буксира по критерию суммарного импульса тяги" / Авиационно-космическая техника и технология.- 2010.- №10 (77)

Overview of alternative fuel systems for Liquid Propellant Rocket Thruster (LPRT) with increased pressure in the combustion chamber

Zagornyan S.S.

MAI, Moscow

Liquid propellant rocket thruster (LPRT) that are part of the orientation of the aircraft control, producing control and stabilization of the spacecraft axes for passive flight. As the perturbations acting on a spacecraft in flight are small, LPRT thrust is also small and is in the range 0.01-1600 N. Pressure in the combustion chamber of modern liquid propellant rocket thruster is in the range 0.8-1.5 MPa, which corresponds to the minimum total weight of the propulsion system. To control spacecraft propulsion by pair of force on three axes is necessary 12 engines, however, actually it can be from 8 to 40 intravehicular.

Power supply LPRT is carried out mainly from the pressure feed system (PFS) the fuel. This system is well-developed, simple, reliable, quickly leads to a usable state LPRT, and for most space mission is quite effective. However, the use of pressure feed system is limited to a range of low pressure of feed and low flow of fuel reserves, due to the fact that the increase dry weight of the tank with increasing pressure and the increase dry weight of the battery with increasing propellant consumption makes them uncompetitive in comparison with systems with a fuel pump feeding.

One of the possible ways to improve the mass-energy characteristics of LPRT and total propulsion system is to increase the pressure in the

combustion chamber, whereby a decrease in weight and size, the increase in specific impulse, there is an opportunity increase the degree of expansion of liquid propellant rocket thrusters nozzle. As an alternative to feeding system for the displacement Liquid propellant rocket thrusters proposed to use pneumopumping feeding system (PPFS) to improve the performance the liquid mass propulsion system is observed by reducing the pressure in the tanks, compared to pressurized feed system, the use of heating gas, supply pneumatic pump unit (PPU), running from the combustion chamber to maintain high accuracy ratio of the components.

Considered in [1, 2] using the PPFS engine thrust and pressure of 40 kgf in the combustion chamber LPRT to 2 MPa. In these articles PPFS compared with the classical turbopump feed system. The results show uniquely revealed the superiority of the use of PPFS. Also examines the use of engines with high pressure in the combustion chamber for the existing engines like the selection of gas on pipelines with high pressure. As an example, the control KVRB, wherein a source of working gas may serve as the output of the booster pump.

Влияние на тягу сверхзвукового сопла системы лунок

Зайковский В.Н.

ИТПМ СО РАН, г. Новосибирск

В представленной экспериментальной работе изучается влияние системы цилиндрических лунок ($d = 1,5$ мм, $n = 1050$ шт.) равномерно расположенных по внутренней поверхности на выходе из раструба на тягу сверхзвукового сопла ($M = 3$) работающего в режиме перерасширения.

Исследования проводились на крупномасштабной ($p_0 \leq 7$ МПа, $G \sim 10$ кг/сек, $T_0 = 273$ К, $k = 1,4$) дифференциальной (ДФ) установке ИТПМ СО РАН. В качестве эталонного, использовали гладкое сплошное сопло со следующими геометрическими размерами: диаметр критического сечения – $d_{cr} = 38,4$ мм, диаметр выходного сечения – $d_{ex} = 79$ мм, длина сверхзвуковой части – $L_s = 147$ мм, угол полураскрытия – $\delta = 8^\circ$. В качестве рабочего использовали аналогичное сопло, отличающееся тем, что на выходе установлен сегмент с отмеченным числом пронизаемых или закрытых лунок. Давление в форкамере варьировали в следующих пределах $0,2 \leq p_0 \leq 2$ МПа.

На первом этапе опытов с открытыми лунками у рабочего сопла, давление p_0 изменяли от 2 до 0,8 МПа, раструб при этом работает в режиме перерасширения ($p_{ex} \leq 0,06$ МПа, $p_a = 0,1$ МПа). Как известно, при этом возникает вдув внешней среды в проточный объём сопла, вызывающий отрыв течения на внутренней поверхности пронизаемого сегмента, приводящий к выравниванию давления с атмосферным и

росту тяги сопла ($+\Delta \bar{J} = 3,5\%$; $p_0 = 0,8$ МПа) согласно известному соотношению.

Далее, с уменьшением давления в форкамере в диапазоне 0,8 – 0,2 МПа и передвижением точки отрыва вверх против течения, отмечаем пикообразное возрастание относительного импульса рабочего сопла ($+\Delta \bar{J} = 8,5\%$, $p_0 = 0,4$ МПа). При закрытии лунок по внешней поверхности сегмента отмечаем эквидистантное снижение максимума относительного импульса на величину ($-\Delta \bar{J} = 3,5\%$) совпадающую с приращением ($+\Delta \bar{J} = 3,5\%$) от эффекта вдува ($+\Delta \bar{J} = 5\%$). Возрастание импульса рабочего сопла относительно базового, работающих в режиме глубокого перерасширения, не связано со вдувом внешней среды, а обеспечивается сохранением отрыва течения в виде системы косых скачков на внутренней поверхности раструба имеющей множество лунок, когда на гладкой поверхности базового сопла происходит переход к маховскому глобальному отрыву.

При обтекании (заглушенных, открытых) лунок расположенных вниз по потоку от точки отрыва дозвуковым обратным течением, внутри их образуется парная система контрвращающихся вихрей, распространяющаяся наружу и вызывающая постоянный отток массы вовне. В результате снижается статического давления на внутренней поверхности раструба и задерживается переход к прямому скачку.

Effect of a cavity system on supersonic nozzle thrust

Заиковский В.Н.

ITAM SB RAS, Novosibirsk

In the present study, we experimentally examined the effect of cylindrical cavities ($d = 1.5$ mm, $n = 1050$ cavities) uniformly distributed over the inner surface of nozzle at nozzle mouth on the thrust of a supersonic ($M = 3$) nozzle operating in overexpansion mode.

The tests were performed on the large-scale differential experimental facility of ITAM SB RAS ($p_0 \leq 7$ МПа, $G \sim 10$ kg/s, $T_0 = 273$ K, $k = 1.4$). The reference nozzle was a smooth continuous nozzle with the following geometric characteristics: throat diameter – $d_{throat} = 38.4$ mm, outlet diameter – $d_{ex} = 79$ mm, supersonic length – $L_s = 147$ mm, semivertex angle – $\delta = 8^\circ$. The test nozzle was an identical nozzle that differed from the reference one in that a segment with a certain number of either permeable or closed civilities was provided at its exit. The pressure in the nozzle pressure chamber was varied in the interval $0.2 \leq p_0 \leq 2$ МПа.

At a preliminary stage of the tests with a test nozzle (open cavities), the pressure p_0 was varied from 2 to 0.8 МПа, so that the nozzle mouth operated

in overexpansion mode ($p_{ex} \leq 0.06$ MPa, $p_a = 0.1$ MPa). It is a well-known fact that under such conditions there normally is an egress of ambient medium into nozzle flow path, which induces a flow separation on the inner surface of the permeable segment leading to pressure equalization with atmosphere and, in line with the well-known relation, to a nozzle thrust growth ($+\Delta \bar{J} = 3.5\%$; $p_0 = 0.8$ MPa).

Next, on a pressure decrease in nozzle pressure chamber from 0.8 to 0.2 MPa and on a related upstream displacement of the separation point we observed a peaking rise of the relative momentum of test nozzle ($+\Delta \bar{J} = 8.5\%$, $p_0 = 0.4$ MPa). On closing the cavities over the outer surface of the segment, we have noted an equidistant drop of the relative-momentum maximum by a value $-\Delta \bar{J} = 3.5\%$, coincident in absolute value with the momentum rise due to blowing ($+\Delta \bar{J} = 3.5\%$). The increase in momentum exhibited by the test nozzle in comparison with the momentum of the reference nozzle operating in deep overexpansion mode was not related with the blowing of ambient medium; this increase was due to the preservation of flow separation in the form of a system of oblique shocks generated on the inner surface of nozzle mouth with cavities while on the smooth surface of the reference nozzle a transition to a global Mach separation occurred

In the reverse subsonic flow past close or open cavities, inside each cavity there formed a system of two counter-rotating vortices propagating out of the cavities and causing a permanent mass outflow there. As a result, the static pressure on the inner surface of nozzle mouth decreased in value, thus delaying the transition to a normal shock.

Приёмник лазерного излучения для беспроводной передачи энергии в космосе

Заяц О.В.

РКК «Энергия», г. Королёв

Целью данной работы являлась разработка принципов создания приёмника лазерного излучения для беспроводной передачи энергии в космосе.

Первым этапом разработки являлось исследование состава приёмника-преобразователя. Были определены исходные данные для создания приёмника-преобразователя, проведён анализ современного состояния мировых разработок и передовых достижений в области фотоэлектрических преобразователей (ФЭП), а также результатов теоретических и экспериментальных исследований особенностей преобразования лазерного излучения (ЛИ). На основе проведённого анализа были разработаны рекомендации по выбору проектного облика

приемника-преобразователя ЛИ для дистанционной передачи энергии между космическими аппаратами (КА).

Вторым этапом разработки являлось рассмотрение различных вариантов конструкции и входящих в состав приёмника-преобразователя элементов и выбор оптимальных вариантов.

На основе проведённого анализа был создан макет модуля приёмника-преобразователя ЛИ и подтверждены его основные технические характеристики.

Laser radiation receiver for wireless energy transfer at the space

Zayats O.V.

RSC "Energia", Korolev

Purpose of this work is to develop principles of laser radiation receiver for wireless energy transfer at the space creation.

First stage of designing was investigation of receiver's structure. Input data for receiver's creation was defined; analysis of world developments state-of-the-art at the field of photovoltaic converters was carried out. Also analysis of theoretical and experimental investigations results of laser radiation conversion features was carried out. In terms of carrying analysis the recommendations for designing laser radiation receiver for remote energy transfer at the spacecrafts was developed.

Second stage of designing was to consider various receiver's designs and various receiver's elements and to choose optimal once.

On basis of carrying analysis laser radiation receiver's prototype was made and main receiver's technical characteristics were confirmed.

Исследование конструктивных параметров вентилятора низкого давления ТРДД с высокой степенью двухконтурности

Игумнова А.С.

МАИ, г. Москва

В настоящее время ТРДД являются главным типом ГТД в сверхзвуковой и дозвуковой авиации, почти вытеснив одноконтурные ТРД. Совершенствование современных авиационных ТРДД производится в направлении повышения всех их технических характеристик: тяга или мощность, уровень расхода топлива, массовые и габаритные характеристики, уровень надёжности, ресурс, ремонтпригодность и др. Двигатели с высокой степенью двухконтурности позволяют значительно снизить удельный расход топлива и повысить тягу ТРДД. Но на этом пути возникают проблемы обеспечения прочности, а также совершенствование конструкций лопаток вентилятора ТРДД, оптимизации числа оборотов ротора, конфигурации и размеров продольной части лопаток и их

соединений. Тема данной работы актуальна и имеет большое практическое значение, поскольку в настоящее время проектируют ЛА, такие как МС-21 и др. В данной работе исследовалась сравнительная эффективность различных типов ТРДД. Семейства безредукторных двигателей (ПД-14), где базовый вариант имеет степень двухконтурности 8 и обеспечивает снижение расхода топлива на 17%. Оценка этого двигателя по параметру стоимости жизненного цикла показывает его преимущество примерно на 22%, по сравнению с использованием лучших современных зарубежных ТРДД: CFM56-5B4, CFM56-7B27, а также редукторного PW-1000G у которого величина степени двухконтурности равна 10,4. Применение редуктора позволяет снизить окружную скорость лопатки вентилятора на ее периферии, до значений 240 м/сек. Это приводит к уменьшению скорости газа на входе в эту лопатку, повышает КПД, снижается уровень шума. Рассмотрены конструкции сплошных и полых лопаток вентиляторов, предназначенных для ТРДД с большой степенью двухконтурности, особенности выбора величин относительного шага решёток и законов изменения толщин, хорд и площади профиля по её высоте, варианты конструкции соединения лопаток с дисками, обеспечивающих требования прочности, эксплуатационной технологичности и плавности проточной части вентилятора. Выявлены оптимальные обороты роторов вентилятора и его турбины. Представлены также результаты исследования вариантов по увеличению степени двухконтурности ТРДД АЛ-55И от малой величины, равной 0,5 до 4. При этом изменялась конструкция и размеры только вентилятора, а газогенератор оставался неизменным. Исследование проведено с использованием современных вычислительных методик конечно-элементных расчетов. В заключение, сформулированы рекомендации по выбору основных конструктивных и геометрических параметров вентиляторов ТРДД с большой степенью двухконтурности, их конструктивного облика.

Investigation of constructional parameters of low-pressure fan of turbofan with high bypass ratio

Igumnova A.S.
MAI, Moscow

Nowadays turbofans are the main type of gas turbine engines in supersonic and subsonic aviation. They have almost displaced gas-turbine engines. Modern aviation turbofans are improved in direction of increase in all their technical characteristics: thrust or power, fuel consumption, mass and size, lifetime, repairability, etc. engines with high bypass ratio allow decreasing specific fuel consumption significantly and decreasing turbofan thrust. But here the problems of providing stability arise. There are also difficulties in

improvement of fan blades construction of turbofans, optimization of rotor speed, form and sizes of longitudinal blade parts and their joints. The theme of the work is urgent and has a great practical importance, because nowadays such aircrafts as MS-21, etc. are designed. Here comparative efficiency of different turbofan types is investigated. Engines without reduction gear (PD-14), having bypass ration of 8 as base, provides decrease in fuel consumption on 17%. Estimation of the engine at life cycle cost shows its advantage at about 22 %, in comparison with the best modern foreign turbofans: CFM56-5B4, CFM56-7B27 and PW-1000G with reduction gear which has bypass ratio of 10,4. The reduction gear use allows decreasing fan tip speed to 240 m/sec. This results in decrease in gas speed at blade inlet, increase in efficiency and decrease in noise level. Design of solid and empty fan blades using in turbofans with high bypass ratio, peculiarities of relative pitch choice and rules of change in thickness, chord and airfoil area vs height, variants of joints between blades and disks providing stability, maintenance workability and smoothness of an air-gas fan channel are considered. Optimum rotation of fan and its turbine rotors are obtained. Results of investigation in bypass ration increase of AL-551 turbofan from 0,5 to 4 are presented. Fan design and sizes are varied, gas generator parameters are constant. Investigation is hold with the use of modern computational methods of finite-element calculations. In conclusion, recommendations on choice of the main design and geometry parameters of fans for turbofans with high bypass ratio, their design are given.

Перспективы развития систем электропитания и управления электроракетными двигательными установками

Ганзбург М.Ф., Ирз М.Б., Молотков В.Ю.
АВЭКС, г. Москва

Целью данной работы являлось рассмотрение перспектив развития систем электропитания и управления электроракетными двигательными установками.

В процессе анализа условно сложившихся групп ЭРДУ были условно сгруппированы системы электропитания и управления, по уровню преобразуемой мощности электроэнергии, необходимой для функционирования ЭРДУ:

- первая группа - системы электропитания и управления для ЭРДУ небольшой мощности до нескольких сотен ватт;
- вторая группа - системы электропитания и управления для ЭРДУ малых и средних мощностей (1...2 кВт);
- третья группа - системы электропитания и управления для ЭРДУ межорбитальных платформ мощность 4...6 кВт;

- четвертая группа - системы электропитания и управления для ЭРДУ с ядерной энергетической установкой мощностью 10...200 кВт для транспортных операций;
- пятая группа - системы электропитания и управления для ЭРДУ с ядерной энергетической установкой мегаваттного класса для транспортных операций и межпланетных перелетов.

Представлена общая характеристика двухрежимной системы электропитания и управления и ее составных частей для управления электроракетными двигателями типа СПД-100Д, СПД-85Д мощностью порядка 2...3 кВт.

Проведена оценка критичных направлений при выполнении и развитии данного направления, и предложена кооперация для реализации критичных направлений.

Рассмотрена общая характеристика высоковольтной системы электропитания и управления и ее составных частей. Для обеспечения функционирования ЭРДУ с перспективными высокочастотными ионными двигателями типа RIT или ионными двигателями большой мощности типа ИД-500.

Предложен проектный облик высоковольтной системы электропитания и управления и составных частей блока электропитания и управления (БЭПУ). Проведена оценка критичных направлений по развитию высоковольтной аппаратуры и предложена кооперация для реализации задач.

Для обеспечения взаимодействия с системой управления КА и реализации алгоритмов по развертыванию циклограммы управления ионным двигателем в перспективных системах предлагается реализация модуля управления на базе микроконтроллера.

Prospects for the development of power supply and control systems for electric reactive propulsion units

Gansburg M.F., Irz M.B., Molotkov V.Yu.
 "AVECS" JSC, Moscow

The objective of this work was to consider the prospects for the development of power supply and control systems for electric reactive propulsion units (ERPU).

In process of analyzing conventionally formed ERPU groups, the electric power supply and control systems have been conditionally grouped in terms of a level of transformable electric power needed for ERPU functioning, namely:

- the first group - the electric power supply and control systems for low-power ERPU with power outputs of up to several hundred watts;

- the second group - the electric power supply and control systems for low-and mid-power ERPU (with power outputs of 1 to 2 kW);
- the third group - the electric power supply and control systems for ERPU of interorbital platforms with power outputs of 4 to 6 kW;
- the fourth group - the electric power supply and control systems for ERPU with nuclear powerplant, with power outputs of 10 to 200 kW, for transport operations;
- the fifth group - the electric power supply and control systems for ERPU with nuclear powerplant with megawatts-class nuclear powerplant for transport operations and interplanetary transfers.

The general characteristic of a two-mode electric power supply and control system and its components has been presented for the purpose of controlling the SPD-100D and SPD-85D electric propulsions with power outputs of 2 to 3 kW.

An estimation has been made of critical trends towards implementation and development of the given concept, and cooperation has been suggested for realization of the critical trends.

The general characteristic of a high-voltage power supply and control system and its components. To provide for functioning of ERPU with perspective high-frequency ion propulsions of RIT type or high-power ion propulsions of ID-500 type.

The design concept of a high-voltage power supply and control system and power supply and control package (PSCP) components has been suggested. An estimation has been made of critical trends towards development of high-voltage equipment, and cooperation has been suggested for realization of tasks.

To provide interaction with spacecraft control system and implement the algorithms of loop unrolling the ion propulsion control cyclograms in perspective systems, it is suggested that a control module should be realized on a microcontroller basis.

Интегральное сопло

Абашев В.М., Животов Н.П., Ляшенко А.И.,
Киктев С.И., Хомовский Я.Н.
МАИ, г. Москва

По мере развития и совершенствования авиационной ракетной техники возрастают требования, предъявляемые к эффективной работе двигателя. Эффективный двигатель должен отвечать целому ряду параметров. В нем должно сочетаться увеличение удельного импульса при уменьшении габаритов и массы, а также уменьшение потерь на стартовом и маршевом режимах работы.

Одним из направлений создания оптимального двигателя является регулирование выходного сечения сопла в зависимости от высоты полетатак, чтобы давление на срезе равнялось атмосферному давлению. Однако, это приводит к увеличению поверхности сверхзвуковой части и, следовательно, увеличению массы двигателя. Опыт проектирования показывает, что создание таких двигателей, как правило, сопровождается большими конструкторскими трудностями.

Целью создания такой конструкции является создание соплового блока, работающего в оптимальном режиме на стартовом и маршевом режимах. Для этого на маршевом режиме в сопло подается воздух из внешней среды, который выполняет две основные функции. Первая функция заключается в организации оптимального газодинамического профиля сверхзвуковой части сопла на стартовом режиме. Вторая функция состоит в том, что создается полость низкого давления. В эту полость осуществляется подсос воздуха из окружающей среды. Образуется вихревая зона, в которой происходит дожигание продуктов сгорания в воздушной среде. Это позволяет повысить удельный импульс двигателя.

В результате исследования разработана конструкция нового соплового блока, получены и проанализированы результаты теплогазодинамических расчетов, создана экспериментальная установка и проведены установочные испытания. Предварительные исследования показали эффективность новой конструкции сопла. По предварительным оценкам, применение нового сопла может повысить удельный импульс двигателя и уменьшить его осевые габаритные размеры.

Integral nozzle

Abashev V.M., Zhivotov N.P., Lyashenko A.I., Kiktev S.I., Homovsky Y.N.
MAI, Moscow

With the development and improvement of aviation rocketry increasing requirements for efficient engine operation. Efficient engine must meet a number of parameters. It must be combined with an increase in the specific impulse of downsizing and reduction of losses in the start and midcourse phases of operation.

One of the areas of the engine is an optimal regulation of the nozzle exit as a function of altitude so that the pressure on the cut was equal to the atmospheric pressure. However, this leads to increase in surface area of the supersonic and thus increase engine weight. Design experience shows that the establishment of such motors are usually accompanied by major engineering difficulties.

The purpose of this design is to create a nozzle unit operating in the optimal range for starting and marching modes. For this purpose, marching mode nozzle is supplied with air from the external environment, which performs two main functions. The first function is to organize the optimal gas flow profile of the supersonic part of the nozzle to the starting mode. The second function is that it creates a low pressure cavity. In this cavity is sucked from the ambient air. A vortex zone in which post-combustion occurs in the combustion air. This increases the specific impulse of the engine.

The study of design of a new nozzle block, obtained and analyzed the results thermogasdynamics calculations, an experimental setup and installation tests have been carried out. Preliminary studies have shown the effectiveness of the new nozzle design. According to preliminary estimates, the use of a new nozzle can increase the specific impulse of the engine and reduce its axial dimensions.

Имитационное моделирование – эффективное средство снижения сроков и стоимости стендовой отработки различных ЭУ

Ковалев В.И., Крылов С.Г., Пастухов А.А.
НПО «Энергомаш», г. Химки

В докладе предложены формулировки основных отличий имитационного моделирования (simulation modeling) от математического моделирования (mathematical modeling), а также приведены примеры создания различных имитационных моделей (ИМ) [1].

Приведен пример динамической ИМ системы экстремального регулирования (СЭР) положения оптической оси в резонаторе непрерывного химического лазера DF-НХЛ (далее лазера). Ввиду прекращения испытаний для проверки работоспособности СЭР была создана соответствующая ИМ. ИМ показала высокую эффективность предложенного для СЭР алгоритма, позволяющего не только за 1.6 сек. выходить на максимальный уровень мощности, но и парировать любые дестабилизирующие факторы, что является определяющим при проектировании реального изделия.

В качестве статистической ИМ представлена разработанная на базе метода Монте-Карло модель, позволяющая получать численные оценки показателей точности измерительных каналов для быстроменяющихся параметров (БМП), как нестационарной случайной величины. С помощью созданной ИМ проведено исследование влияния различных факторов на точность измерения мгновенной мощности лазера, позволившее определить наиболее значимые из них и оценить вклад этих факторов в точность измерений. Разработанная методология может найти применение для оценки точности измерений БМП при стендовой

отработке разрабатываемых ЭУ, когда еще нет удовлетворительной прямой статистики.

Для снижения сроков внедрения одного из элементов стендовой системы функциональной диагностики (ССФД), создана ИМ системы контроля технологических процессов (СКТП), позволяющая в сжатые сроки подключить ее к реальным сигналам. Внедрение СКТП в рамках ССФД в практику огневых испытаний мощных ЖРД позволит снизить влияние «человеческого фактора», а следовательно, повысить безопасность и качество проведения испытаний.

В настоящее время в стадии разработки находится технология статистического имитационного моделирования для прогнозирования результатов экспериментов по стендовой отработке лазерного зажигания ЖРД (ЛЗУ) с использованием нейронных сетей и экспериментальных данных. Конечной целью разработки этой технологии является проверка возможности замены дорогостоящих натуральных испытаний по стендовой отработке различных ЭУ компьютерными.

Литература

1. Ковалев В. И., Худяков В. Н. Опыт стендовой отработки различных энергетических установок и систем на базе имитационного моделирования // Труды НПО Энергомаш. М., 2012. №29. С.328-341

Simulation modeling is an effective way to reduce the time and cost of the bench processing of power installations

Kovalyov V.I., Krylov S.G., Pastukhov A.A.
NPO Energomash, Khimki

The present report proposes formulations of the main distinctions between simulation and mathematical modeling. Few examples of creation of different simulation models (SM) are presented in the paper as well [1].

The example of dynamic SM has been created for the extreme regulation system (ERS) of the optical axis position in the continuous chemical laser resonator DF-NHL (hereinafter laser). Since working ability testing of the ERS was ended the corresponding SM has been created. This SM showed a high efficiency for the proposed ERS algorithm, which allows him to reach maximum power level in 1.6 second and to fend off any destabilizing factors that is the most decisive factor in the designing of actual product.

The created model which is based on the Monte Carlo method represented statistical SM. It allows to get numerical estimates of accuracy metrics of measurement channels for quick changing parameters (QCP) as a nonstationary value. With the help of the created SM the analysis of various factors influence on instant laser power measurement accuracy was made that allowed to detect the most significant ones and asses the contribution of these

factors in accuracy measurements. The developed method can be applicable for assessment of quick changing parameters accuracy measurement at test stand development when positive statistics data is not enough.

To reduce the implantation timing of one element of the bench system for functional diagnostics (BSFD) the SM of the technological processes control system (TPCS) has been created. It allows to connect the system with real signals in a short time. The introduction of TPCS into a powerful liquid rocket engine (LRE) fire tests within the framework of BSFD will allow to reduce a “human factor”, hence to increase safety and quality of testing.

In the present time the technology of statistical simulation model for predicting the results of experiments of laser ignition of LRE using neuron nets and experimental data are under development. The aim of the development of this technology is to check the possibility in replacing expensive full-scale tests of different PI with computer ones.

References

Kovalyov V.I., Khudyakov V.N. Bench processing experience different power installations and systems basing on the simulation modeling// Works of NPO Energomash, 2012. №29. p.328-341

Автоматизированная система диагностики параметров выходного пучка радиочастотного ионного двигателя

Кожевников В.В., Смирнов А.А., Смирнов П.Е.,
Хартов С.А., Черный И.А.
МАИ, г. Москва

Во время исследований параметров радиочастотных ионных двигателей (РИД) возникла необходимость анализа параметров выходного пучка двигателя. Были поставлены задачи: диагностики тока заряженных частиц в пучке, нахождения профиля пучка, а также определения концентрации многозарядных ионов рабочего тела в пучке. Для полноценной реализации данных задач в одинаковых физических условиях эксперимента потребовалось создание трехкоординатного механизма перемещения зондов в пучке РИД, расположенного в вакуумной камере, а также автоматизированной системы управления и сбора экспериментальных данных.

Для реализации диагностики тока заряженных частиц в пучке, определения профиля ионного пучка, его угловой расходимости и соответствующих потерь тяги используется зонд Фарадея. Для определения концентраций многозарядных ионов разработан «фильтр Вина», обеспечивающий пространственное разделение заряженных частиц в скрещенных электрическом и магнитном полях. Для определения энергии ионов пучка, позволяющей, с учетом известных концентраций заряженных частиц разных типов, определить потери

тяги, используется энергоанализатор. Также представляет интерес определение распределения электрических полей в пучке, позволяющее вычислить движение заряженных частиц в нем.

Автоматизированная система диагностики включает в себя: зонды для определения локальных параметров плазмы в пучке; трехкоординатный механизм перемещения зондов; программно-аппаратный блок управления координатным механизмом, сбора и первичной обработки экспериментальной информации. Данная система была создана на базе лаборатории каф. 208 МАИ и проходит опытную отработку. Автоматизация управления системы осуществляется с помощью программно-аппаратного комплекса на базе материального и информационного обеспечения корпорации National Instruments.

Computerized diagnostic system of the radio frequency ion thruster parameters in the output beam

Kozhevnikov V.V., Smirnov A.A., Smirnov P.E., Khartov S.A., Cherny I.A.
Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow

During the radio frequency ion thruster (RIT) parameters study it was necessary to analyze the parameters in the output beam. The following directions of investigation were thoroughly realized: diagnosing of charged particles current inside the beam, obtaining the beam profile, determination of fuel's multiple charged ions concentration in the beam. The creation of three-dimensional coordinate mechanism for probes moving in the RIT beam was required for the successful realization of these tasks in the equal physical conditions of our experiment. RIT with coordinate mechanism was installed in vacuum facility. Computerized control and data storage system was also created for the achievement of our experiment purposes.

Faraday cup probe is used for the implementation of diagnostic of charged particles current inside the beam, as well as for the ion beam profile determination. Angular divergence of the ion beam permits us to find thrust losses. ExB filter is developed for multiple charged ions concentrations' determination. Charged particles separation in the crossed electric and magnetic fields is provided by this filter. Retarded potential analyzer is used for the ions beam energy determination. That helps us to find thrust losses in connection with the known concentrations of the different types of charged particles. The determination of the electric fields distribution in the beam is rather interesting, because it allows to calculate motion of charged particles in the beam.

Computerized diagnostic system includes: probes for the determination of local plasma parameters inside the beam; three-dimensional coordinate mechanism for probes moving; software and hardware control unit for coordinate mechanism and for collection and initial processing of the

experimental data. This system was elaborated on the basis of the laboratory at the Electric Propulsion and Space Power Plants Department of the Moscow Aviation Institute and now all subsystems of this system are being tested in the same laboratory. Computerization of our control system is realized with hardware and software on the basis of material and information maintenance of National Instruments Corporation.

Некоторые особенности применения магнитных подшипников в опорах «сухого» ГТД

Коробкин Н.А., Качалов С.В., Буров М.Н.
НПО «Сатурн», г. Рыбинск

Одним из основных узлов, определяющих надежность функционирования высокоскоростных роторных системах, являются опоры вращения. Привычные и наиболее часто применяемые в газотурбинных двигателях подшипники качения достигли к настоящему времени больших величин, как по надежности, так и по долговечности. Однако сложность производства, высокая цена, необходимость постоянного контроля за техническим состоянием, делает их применение достаточно затратным и сложным процессом, а применение маслобака, фильтров, насосов и других элементов циркуляционной системы смазки увеличивает массу ГТД, что наиболее существенно при применении его в составе летательного аппарата.

В случае применения ГТД в наземной тематике, при существенной отдаленности от пунктов снабжения смазочными веществами (допустим газоперекачка и т.д.), существует проблема обеспечения двигателя необходимыми маслами. В этом случае доставка смазки становится крайне затратным и сложным мероприятием. Выходом из сложившейся ситуации, является применение в ГТД опор без смазки.

Наиболее перспективным направлением, над которым в настоящее время работают передовые двигателестроительные предприятия, является концепция «сухого» газотурбинного двигателя. В качестве опор «сухого» ГТД рассматриваются газовые и магнитные подшипники. Преимуществом магнитных подшипников является большая несущая способность, высокая надежность, простота конструкции и обслуживания, регулируемая податливость опоры (в случае применения активного магнитного подшипника). Минусом, до недавнего времени, являлись большие габариты управляющей аппаратуры.

В настоящем докладе приведены результаты работы по разработке активного магнитного подшипника (АМП) для опоры ГТД авиационного применения. В частности представлены зарубежные разработки, описаны типы и принципы работы МП. В рамках проводимой работы разработан и изготовлен активный радиальный

магнитный подшипник с посадочным диаметром на вал 65 мм. Статическая нагрузочная способность подшипника (величина реакции в опоре) – 31 кгс, динамические нагрузки от остаточного дисбаланса ротора - 110 кгс, частота вращения ротора до 25000 об/мин. Разработаны две экспериментальные установки. На первой проверяется работоспособность подшипника, замеряются его характеристики. На второй имитируются рабочие условия работы АМП в составе ГТД. Общий вид АМП и установок также представлен в докладе.

Special features of magnetic bearings application in supports of ‘dry’ gas-turbine engines.

Korobkin N.A., Kachalov S.V., Burov M.N.
NPO Saturn, Rybinsk

One of the major modules ensuring operational reliability of high-speed rotor systems is a bearing support. The rolling bearings most commonly and frequently used in gas-turbine engines feature high reliability and service life. But complexity of manufacture, high cost, on-condition maintenance make their application costly and complicated, and use of oil tank, filters, pumps and other elements of circulating oil system increases GTE weight which is unacceptable for aviation engines.

In case a gas-turbine engine is used in on-ground unit there may arise problems with providing engine with all necessary lubricants as on-ground units may be located at a considerable distance from lubricant supply points (for example, gas-pumping units etc.). In this case, delivery of lubricants becomes extremely costly and complicated. The possible solution of this problem is to use bearing supports with no lubrication in configuration of gas-turbine engine.

The most promising concept presently developed by the advanced engine-building companies is the concept of ‘dry’ gas-turbine engine with gas and magnetic bearings used as bearing supports. The advantage of magnetic bearing is high bearing capacity, high reliability, simple design and maintenance, adjustable support flexibility (in case of active magnetic bearing). Until recently, large-sized control equipment has been considered as a disadvantage.

The report presents summary results of the work dedicated to development of active magnetic bearing (AMB) for aviation gas-turbine engine. In particular, the overview of foreign developments is given; the description of MB types and principles of operation is included in the report. The active radial magnetic bearing with mounting diameter for shaft 65 mm has been developed and produced within the framework of this work. Static loading capacity of bearing (support response) – 31 kgf, dynamic loads from rotor residual unbalance - 110 kgf, rotor speed up to 25000 rpm. Two experimental

rigs have been developed. The first rig is designed to check the bearing operability, to measure its characteristics. The second rig is used to simulate the operating conditions of AMB in gas-turbine engine configuration. The general view of AMB and test rigs is also given in the report.

Ультразвуковая форсунка для распыления топлива в тепловых двигателях, нагревателях и котлах

Коровянская А.Д.

МОУ «Гимназия №5», г. Юбилейный, Московская область

Целью работы является изучение возможности практического применения ультразвука для распыления топлива в тепловых двигателях.

С позиции интеллектуальной собственности работа относится к категории «Новое применение известных устройств, способов, материалов».

Новизна работы заключается в применении двойного резонанса, то есть интерференции ультразвука, при распылении жидкостей для получения нового положительного эффекта – более полного сгорания топлива с целью экономии горючего в различных тепловых двигателях и машинах.

Практическая значимость работы – уменьшение расхода топлива тепловыми двигателями, то есть энергосбережение.

Для достижения поставленной цели сначала были проведены опыты на школьном генераторе сигналов низкой частоты типа ГЗШ. Однако этот генератор не предназначен для получения сигналов большой мощности. Затем был собран транзисторный генератор и магнитострикционный излучатель ультразвука. Такой генератор позволил получить магнитострикционный резонанс ферритового стержня. Новизной работы является изучение распыления жидкости в замкнутом пространстве. Оказалось, что отражение ультразвуковых волн от стенок значительно усиливает эффект распыления жидкости. Этому вопросу уделено основное внимание в работе.

Простейшим опытом более сильного распыления жидкости является помещение магнитострикционного излучателя в стеклянную сферическую колбу. Если диаметр колбы подобрать так, что излучаемый ультразвук в ней будет резонировать, то получится сразу два резонанса. Первый резонанс – это колебания магнитострикционного излучателя в соленоиде. Этот резонанс известен, изучен, демонстрируется. Однако изучить этот резонанс надо отдельно, потому что он должен полностью совпадать со вторым резонансом. Второй резонанс – это ультразвуковые колебания воздуха или топливной смеси в замкнутом объёме. Этот резонанс тоже известен. Однако совместное

одновременное действие указанных двух резонансов в научной литературе не найдено. Если оба резонанса имеют одинаковую частоту, то жидкость будет распыляться не только излучателем ультразвука, но и стоячей волной в замкнутом пространстве, например, в цилиндре двигателя внутреннего сгорания, в рабочей камере реактивного двигателя, в тепловом котле и т.д.

Конструкция ультразвуковой форсунки очень простая, в ней нет движущихся частей. Конструкция надёжная, потому что в ней нечему портиться. Рабочий объём камеры распыления или сгорания помогает распылять топливо. Электронный генератор очень хорошо вписывается в систему управления впрыском топлива. Изготовлен и работает макет ультразвуковой форсунки.

Взаимодействие струй плазмы, создаваемых связкой электроракетных двигателей

Корсун А.Г., Габдуллин Ф.Ф.

ЦНИИмаш, г. Королев

Рассмотрены электрофизические и силовые процессы взаимодействия нескольких струй плазмы, создаваемых связкой мощных электроракетных двигателей. Учтены относительное движение ионов и особенности распределения самосогласованных электрических полей на характеристики струи связи.

Для описания характеристик начальных участков каждой отдельной струи использованы ранее разработанные математические модели плазменных струй. В этих моделях учтены влияния электрических полей и токов на динамику струи.

Показано, что эти процессы влияют на характеристики каждой струи связи. Наружные струи значительно отклоняются от оси связи. Характеристики интегральной струи существенно отличаются от простой суммы отдельных струй.

Следствием указанных процессов являются: значительное расширение интегральной струи, генерация дополнительных электромагнитных излучений, увеличение радиальных и обратных потоков ионов, воздействующих на элементы космического аппарата. Возникает крупномасштабное плазменное образование, влияющее на системы радиосвязи.

Рассмотренные эффекты тем сильнее, чем больше этих струй, чем больше поток ионов в одной струе, чем меньше масса иона рабочего вещества.

The interaction of plasma jets generated by clustered electrojet thrusters

Korsun A.G., Gabdullin F.F.

TSNIImash, Korolev,

We have described both electric and force interactions between several plasma jets generated by a cluster of powerful electrojet thrusters. The description allows for deviation in ion trajectories as well as distortion in the distribution of self-consistent electric fields in the bundle of plasma jets.

The proximal segment of a jet is described using the previously developed mathematical models for plasma jets. These models take into account electric fields and currents affecting the dynamics of a plasma jet.

Our numerical simulation suggests that the above electric processes affect not only individual jets, but also the interaction within a bundle of jets. The peripheral jets deviate significantly from the axis of the bundle. The characteristics of the bundle are not just the sum of the characteristics of individual jets.

The bundle expands laterally, generates surplus electro-magnetic emission, intensifies transversal and reversal ion fluxes, which impact the constructions of the spacecraft. The resultant large plasma body affects the radio communication systems.

The described effects aggravate with the increasing number of jets in the bundle, with intensifying ion flux in a jet, and with lighter ions composing the working mass.

Тепловая модель ионного двигателя ВЧИД-160

Абгарян В.К., Круглов К.И.

МАИ, г. Москва

В Лаборатории ВЧ ИД МАИ разрабатывается ионный двигатель ВЧИД-160. Принцип работы двигателя основан на ВЧ – нагреве плазмы рабочего газа. При работе ионного двигателя неизбежно происходит потеря части вводимой ВЧ-мощности из-за выпадения плазмы на стенки ГРК, вызывающего нагрев узлов двигателя. Важнейшим узлом ионного двигателя является ионно-оптическая система (ИОС), в которой происходит ускорение в электростатическом поле образовавшихся в газоразрядной камере (ГРК) двигателя ионов рабочего газа. ИОС представляет собой пакет 2 (или 3) густо перфорированных электродов с разностью потенциалов в несколько киловольт и минимальным (с точки зрения пробы) промежутком в 1...2 мм между ними. Неконтролируемая термическая деформация электродов ИОС приводит к ухудшению рабочих характеристик ВЧИД, в первую очередь, величины ионного тока и расходности ионного пучка, КПД двигателя, его удельного импульса и т.д.

Важно также знать тепловые потоки, идущие от двигателя на сопряженные с ним элементы соседних систем КА, для определения условий их работы. Все это вместе с выбором материалов для изготовления узлов двигателя, требует проведение предварительного теплового расчета.

В работе представлены рассчитанные распределения температур поверхностей узлов конструкции ВЧИД-160. Тепловой расчет был выполнен с использованием пакета прикладных программ ANSYS-14.0.

Прямой тепловой расчет по разработанной конструкции ВЧИД-160 затруднен ввиду огромного числа элементов, на которые в программе автоматически разбивается конструкция. Это связано со сложностью конструкции и с перфорацией электродов ИОС большим числом отверстий $N_0 \sim 2000$. Для сокращения времени счета до приемлемого времени счета одного варианта в 1 час разработана упрощенная тепловая модель ВЧИД с меньшим количеством ($N=187$) отверстий в электродах ИОС. В модели для сохранения коэффициентов облученности изменены линейные размеры в ИОС в зависимости от отношения N/N_0 и введены эффективные коэффициенты теплопроводности для сохранения тепловых потоков. Приведены рассчитанные температурные поля на поверхностях узлов конструкции двигателя ВЧИД-160 на рабочем режиме.

Работа выполнена при поддержке Гранта Правительства Российской Федерации № 11.G34.31.0022 «Исследования и разработка космических высокоимпульсных высокочастотных плазмодинамических электроракетных ионных двигателей» для государственной поддержки научных исследований, проводимых под руководством ведущих ученых в российских образовательных учреждениях высшего профессионального образования и Гранта Президента Российской Федерации по поддержке ведущих научных школ Российской Федерации НШ-143.2012.8.

RFIT-160 Ion Thruster Thermal Model

Abgaryan V.K., Kruglov K.I.

MAI, Moscow

The RFIT-160 ion thruster is being developed at the RF IT Laboratory of the Moscow Aviation Institute. Thruster operation principle is based on the radio-frequency heating of plasma of the plasma-forming gas. The input RF power losses inevitably take place during the ion thruster operation due to the fact that plasma reaches the walls of the gas-discharge chamber causing heating of the thruster components. An ion-extraction system (IES) is the major thruster unit, in which ions of the plasma-forming gas originated in the thruster gas-discharge chamber are accelerated by an electrostatic field. The

IES is a combination of 2 (or 3) perforated electrodes with a potential difference of several kilovolts and the minimum (in terms of breakdown) gap of 1 ... 2 mm there between. Uncontrolled thermal deformation of the IES electrodes leads to the degradation of RFIT performance, of the ion current and the ion beam divergence, first of all, as well as of the thruster efficiency, its specific impulse, etc.

It is also important to know the heat flows coming from the thruster to the elements of the adjacent spacecraft systems to determine their working conditions. All these factors together with the choice of materials for the manufacture of thruster parts, requires a preliminary thermal analysis.

The paper presents the calculated temperature distributions over the surfaces of the RFIT-160 structural elements. Thermal calculation was performed using the software package ANSYS-14.0.

Direct thermal analysis for the developed RFIT-160 design is rather complicated because of the large number of elements to which the whole structure is split by the program automatically. This is due to the design complexity and a large number of holes ($N_0 \sim 2000$) in the perforated IES electrodes. To reduce the acceptable computation time down to 1 hour for one option, a simplified thermal model of the RFIT with a lower number of holes ($N=187$) in the IES electrodes was developed. In the model, to keep the irradiance coefficients, the IOS linear dimensions were changed depending on the ratio N/N_0 and the effective thermal conductivity factors were introduced for keeping the heat fluxes. The calculated temperature fields on the surfaces of RFIT-160 thruster units at the operating mode are presented.

This work was supported by the grant No. NSh-143.2012.8 of the Russian Federation President for the state support of the leading scientific schools of the Russian Federation and by the grant of the Russian Federation Government No. 11.G34.31.0022 for the state support of researches conducted under the supervision of the leading scientists at the Russian educational institutions of the higher professional education, which are gratefully acknowledged.

Разработка конструкции комбинированного корпуса и расчет его динамической прочности в случае обрыва лопатки ротора

Крундаева А.Н., Шмотин Ю.Н.

НПО «Сатурн», г. Рыбинск

Статистика авиакатастроф показывает, что проблема удержания обрывающихся лопаток корпусом для авиационных двигателей является весьма актуальной. Поэтому в соответствии с американскими национальными нормами FAR-25, европейскими нормами JAR-25 и нормами Российской Федерации АП-33 двигатели современных самолетов должны быть спроектированы таким образом, чтобы при

разрушении (обрыве) лопатки вентилятора в результате попадания птицы, любого постороннего предмета или вследствие накопления усталостной поврежденности свести разрушения в двигателе к минимально возможным.

При создании газотурбинных авиационных двигателей авария, связанная с возможным обрывом лопатки, должна тщательно анализироваться, а на основе результатов анализа в конструкцию должны быть заложены технические решения, повышающие уровень ее безопасности путем предотвращения тяжелых последствий этой аварии.

В работе предложен один из возможных вариантов решения проблемы повышения надежности корпуса: использование бронезащиты.

Основным назначением бронезащиты является недопущение пробития корпуса двигателя и повреждения самолета оборвавшимися в результате аварии фрагментами разрушившегося компрессора, в том числе оторвавшейся лопаткой или ее фрагментом.

Исходная конструкция бронезащиты является сложной кольцевой системой, включающей в себя элементы, выполненные из титановых сплавов и внешний слой, представляющий собой плотно намотанные на металлическую основу арамидные нити Руслан.

Для разработанного варианта конструкции комбинированного корпуса реализована методика построения и настройки компьютерной системы на базе трехмерного программного кода LS-DYNA, обеспечивающая достоверное предсказание поведения арамидной намотки в составе бронезащиты. Все необходимые физико-механические характеристики материала металла и намотанной арамидной нити получены из экспериментальных исследований, проведенных в рамках работы по изучению свойств бронезащиты. Динамические кривые деформирования арамидных нитей заложены в конечно-элементную модель арамидной намотки.

Разработанная численная технология расчета динамического деформирования элементов бронезащиты верифицирована по результатам стендовых испытаний на удержание имитатора лопатки авиационного двигателя.

Development of the construction and calculation of the combined body of his dynamic strength in case of a rotor blade

Krundaeva A.N., Shmotin Y.N.

NPO "Saturn", Rybinsk

Air Crash Statistics show that the problem of retaining body terminating blades for aircraft engines is very important. Therefore, in accordance with U.S. national standards, FAR-25, European JAR-25 standards and norms of

the Russian Federation, the AP-33 modern aircraft engines should be designed in such a way that at fracture (break) the fan blade from hitting the birds, any foreign object or as a result of fatigue damage accumulation in the engine to reduce damage to a minimum.

When you create a gas turbine aircraft engine accident involving a possible breakage blades should be carefully analyzed and based on the results of the analysis into the design should incorporate technical solutions that increase the level of security by preventing the serious consequences of the accident.

This paper presents some of the possible solutions to the problem of increasing the reliability of the body: the use of body armor.

The main purpose is to prevent the armor penetration of the motor housing and damage the aircraft was cut short by the accident decayed fragments of the compressor, including a torn shoulder blade, or a fragment thereof.

Background armor design is complex ring system comprising elements made of titanium alloy and an outer layer, which is tightly wound on the metal substrate Ruslan aramid.

For the embodiment of the developed combined body implemented method of construction and configuration of computer systems based on the three-dimensional code LS-DYNA, which provides reliable prediction of the behavior of aramid wound in the body armor. All the necessary physical and mechanical properties of the metal material and wound aramid yarn obtained from experimental studies carried out in the framework of research on the properties of the body armor. Dynamic curves of deformation of aramid fibers are laid in a finite element model of wound aramid.

The numerical calculation technique of dynamic deformation elements armor verified by the results of bench tests on hold simulator aircraft engine blades.

Моделирование трещины в валах в задачах роторной динамики

Кутаков М.Н.¹, Леонтьев М.К.¹, Дегтярев С.А.²

¹МАИ, г. Москва, ²Альфа-Гранзит, г. Химки

Трещины в валах газотурбинных двигателей и наземных энергетических установок являются серьезным дефектом, который влияет на динамическое поведение роторов этих машин, а в тяжелых случаях может привести к их разрушению. Моделирование трещин при динамическом анализе роторных систем дает возможность оценки влияния трещины на вибрационные характеристики конкретной машины.

Следствием появления трещины является локальное уменьшение изгибной жесткости в вале. Величина потери жесткости переменна во времени и зависит от углового положения трещины относительно фазы прецессии ротора. В специализированных программах расчета роторной

динамики, основанных на одномерном методе конечных элементов, трещину можно моделировать в виде нелинейной связи, описывающей изменение радиальной жесткости участка вала в сечении трещины, в соответствии с определенной математической моделью.

Существует два класса моделей: модель открытой трещины и модели «дышащей» трещины.

Модель открытой трещины представляет собой вращающуюся ортотропную связь, жесткость которой будет соответствовать жесткости трещины в открытом положении.

При наличии статического прогиба по мере вращения ротора трещина то открываться, то закрываться. В таком случае применяют модель «дышащей» трещины, суть которой сводится к моделированию изменения жесткости трещины по мере ее открытия, а затем закрытия в зависимости от угла поворота вала.

В докладе представлена методика моделирования роторных систем с трещиной в нелинейной постановке в программной системе Dynamics R4, предназначенной для анализа динамики роторных систем турбомашин различных типов. В основе методики лежит модель "дышащей" трещины Маеса и Дейвса (англ. Mayes and Davies), реализованная в виде программного модуля в системе Dynamics R4. В этой модели открытие и закрытие трещины описывается функцией косинуса угла поворота вала относительно вектора равнодействующей всех сил в сечении трещины.

Производится оценка влияния глубины трещины и фазы дисбалансной нагрузки на общий уровень вибраций. Сравняются модели открытой и «дышащей» трещины. Представлены орбиты движения ротора с трещиной на различных режимах.

Crack modeling in shafts in rotordynamics tasks

Kutakov M.N.¹, Leontiev M.K.¹, Degtiarev S.A.²

¹MAI, Moscow;

²Engineering&Consulting Centre of Alfa-Tranzit Co., Ltd, Moscow region, Khimky

Cracks in shafts of gas turbine engines and power plants is a serious defect which influences dynamic behavior of rotors of these machines, and in serious cases it may lead to their breakdown. Cracks' modeling at dynamic analysis of rotor systems gives opportunity to estimate crack influence on vibration characteristics of the concrete machine.

Consequence of a crack appearance is local decrease in bending stiffness in the shaft. The value of loss in stiffness is time-variable and depends on the angular crack position relative to the rotor precession phase. In the specialized programs of the rotor dynamics calculations based on the one-

dimensional finite-element method, crack may be simulated as a nonlinear link describing change in radial stiffness of the shaft part in the crack section in correspondence with the specified mathematical model.

There are two classes of the models: the model of open crack and the “breathing” one.

The model of the open crack represents the rotating orthotropic link, whose stiffness corresponds to the crack stiffness in an open position.

At static deflection presence as the rotor rotates a crack at the moment opens, at the other moment closes. In this case the ‘breathing’ crack model is used. Its essence is to simulate change in the crack stiffness during its opening and the following closing depending on the shaft rotation angle.

The report presents the methodology of modeling of the rotor systems with the crack at nonlinear statement in the Dynamics R4 program system, used to analyze the dynamics of the rotor systems of the different turbo machines. The model of the “breathing” crack developed by Mayes and Davies is the basis of the methodology. It was implemented as the program modulus in the Dynamics R4 system. In this model the crack’s opening and closing is described by the cosine function of the shaft rotation angle relative to the vector of the resultant of all forces in the crack section.

Influence of the crack depth and phase of unbalance load on the general vibrations level is estimated. The models of open and “breathing” crack are compared. The orbits of the rotor with crack at different regimes are given.

**Работы по перспективным подшипниковым опорам
на ОАО «НПО «Сатурн»
Лебедев М.В., Кикоть Н.В.
НПО «Сатурн», г. Рыбинск**

Повышение удельных характеристик подшипниковых опор, по сравнению с предыдущим поколением, обеспечивается применением подшипников с более низким тепловыделением, уплотнений с меньшим расходом воздуха, конструкциями масляных картеров меньшего объема.

Для обеспечения современных требований ОАО «НПО «Сатурн» изготавливает перспективные подшипниковые опоры, использующие опытные российские материалы, для комплектации двигателей своего производства.

Изготавливаемые подшипниковые опоры содержат: подшипники с наружными кольцами в цельных корпусах упруго-демпферных опор и сепараторами, центрирующимися по внутренним кольцам; картеры с минимальным объемом под масло.

В опорах применены опытные российские материалы для радиально-торцевого уплотнения, керамика - для тел качения, стали с большой глубиной цементации и специальные покрытия для колец подшипника.

Для проверки эффективности подшипниковых опор на стадии проектирования разработаны методики расчётов, использующие решатель ANSYS. Методики позволяют определять: тепловыделение и прочностное состояние подшипника качения с областью применимости до $3,5 \cdot 10^6$ мм·об/мин (подшипник с керамическими телами качения), и двухфазное течение жидкость/газ в масляных картерах; расходные характеристики контактных радиально-торцевых, лабиринтных и щёточных уплотнений.

Проверка эффективности подшипниковых опор и расширение области применимости разработанных методик выполняются на стенде ОАО «НПО «Сатурн», вновь изготовленном и пущенном в эксплуатацию в 2012 году.

Стенд позволяет воспроизводить совместную работу элементов подшипниковой опоры в условиях двигателя. При испытаниях демонстратора подшипниковой опоры воспроизводятся силовые и тепловые воздействия при частоте вращения ротора до 35000 об/мин и температуре подаваемого масла до 120°C. Силовые воздействия на подшипник выполняются пневматической системой, обеспечивающей нагрузки: осевую до 3000 кгс и радиальную до 500 кгс. Тепловые воздействия обеспечиваются наддувом воздуха с температурой до 350°C. Во время испытаний контролируются: тепловые состояния роторных (через токосъёмник) и статорных элементов опоры, температура воздуха и масла в картере, частота вращения ротора и силовая нагрузка на подшипник.

Works dedicated to advanced bearing supports, NPO Saturn

Lebedev M.V., Kikot N.V.

NPO Saturn, Rybinsk

Increase of specific performances of bearing supports compared to the previous generation bearings is ensured by application of bearings with lower heat generation, seals with lower air consumption and oil sumps of smaller size.

For its own engines, NPO Saturn manufactures advanced bearing supports from experimental Russian materials which meet the up-to-date requirements.

The manufactured bearing supports include: bearings outer races in solid bodies of elastic supports and cages centered to inner races; sumps with minimum oil volume.

In bearing supports, experimental Russian materials are used for radial face seals, ceramics – for rolling bodies, steel with high case-hardened depth and special coatings for bearing races.

Calculations methods using ANSYS solver have been developed to check the efficiency of bearing supports at the stage of design. These methods allow

to determine: heat generation and strength of rolling bearing in the range up to 3,5·10⁶ mm·rpm (bearing with ceramic rolling body) and two-phase flow of liquid/gas in oil sumps; flow characteristics of contact radial-face, laby and brush seals.

Checking of bearings efficiency and extension of applicability range of the developed techniques is performed at NPO Saturn test rig manufactured and commissioned in 2012.

The test rig allows to simulate the work of bearing support elements under the conditions of engine operation. During tests of bearing support simulator, the simulated loads and thermal effects cover the rotor speed up to 35000 rpm and temperature of supplied oil up to 120°C. Loads applied to the bearing are generated by pneumatic system which ensures the loads: axial up to 3000 kgf and radial up to 500 kgf. Thermal effects are ensured by air pressurization with temperature up to 350°C. The following parameters are checked during the test: thermal state of rotor (through the slip ring) and stator support elements, temperature of air and oil in the sump, rotor speed and loads experienced by the bearing.

**Обеспечение работоспособности высоконагруженных
высокоскоростных подшипников качения при воздушном
охлаждении и смазке масляным туманом**

Коробкин Н.А., Лисицин А.Н.
НПО «Сатурн», г. Рыбинск

Одним из путей совершенствования систем смазки и охлаждения подшипников опор тяжелонагруженных высокооборотных ГТД является переход с обычной циркуляционной системы смазки на упрощенную, масляным туманом. Простота системы смазки заключается в отсутствии масляных насосов, суфлеров, систем охлаждения масла и т.д., однако наибольшим преимуществом можно считать существенное снижение массы, что наиболее важно при ее применении на малоразмерных газотурбинных двигателях.

Ввиду отсутствия в России, до настоящего времени, ГТД с системой смазки масляным туманом, полное понимание принципов работы и последующая ее доводка заняла достаточно большее время. В докладе приведены результаты работы по доводке системы в условиях малоразмерного короткоресурсного ГТД с рассмотрением особенно важных аспектов ее проектирования.

Наиболее подробно описаны особенности подготовки МВС в масловоздушных распылителях (МВР) и подвода ее к подшипнику. Бесперебойная подача масла с минимальным расходом должна обеспечивать работоспособность подшипника в диапазоне всего ресурса и всех условиях работы ГТД. Условия работы существенно влияют на

физические свойства масла и расходные характеристики МВР. Установлено, что в зависимости от температуры на входе в двигатель расход масла может изменяться в 3 раза, а при воздействии перегрузок снизиться до 0. При этом объем масла в МВР должен быть минимален и в идеале не превышать объема необходимого для прохождения ресурса двигателем, иначе теряется основное преимущество данной системы смазки – низкая масса.

Для возможности прогнозирования расходной характеристики МВР в зависимости от условий работы изделия и визуализации процесса смешения масла с воздухом, разработана математическая модель МВР с расчетом двухфазного течения в системе Ansys FLUEN 14.5. Возможность визуализации процессов смешения позволяет определить качество распыла масла. Сложность выполненной работы заключается в отсутствии методик расчета двухфазных течений, однако полученные результаты имеют достаточную сходимость с экспериментом и позволяют считать данную модель перспективной для дальнейшего исследования.

Operability assurance of high load high-speed rolling bearings under the conditions of air cooling and oil mist lubrication

Korobkin N.A., Lisitsyn A.N.
NPO Saturn, Rybinsk

One of the possible ways to improve the lubrication and cooling systems of bearing supports of high load high-speed gas-turbine engines is to replace the conventional circulating oil system with the simplified oil mist system. No need for oil pumps, breathers, oil cooling systems etc. makes its application simple but the main advantage is the significant weight reduction which is essential when applied on small-sized gas-turbine engines.

Since no GTE with oil mist system have been used in Russia until recently, it took us plenty of time to get a clear understanding of its operating principles and make its further development. The report presents summary results of our work dedicated to system development for small-sized short-life GTE with emphasis made on significant aspects of design.

The detailed description of oil mist preparation in oil mist atomizers and its supply to bearing is given in the work. Uninterruptible oil supply with minimum consumption rate should ensure bearing operability within the whole life and under all operating conditions of GTE. The operating conditions have a significant impact on oil physical properties and flow characteristics of oil mist atomizers. It has been determined that depending on engine inlet temperature the oil consumption may change threefold and may be even reduced to 0 when exposed to overloads. The oil volume in oil mist atomizer should be minimum and theoretically it should not exceed the

volume necessary for engine life otherwise there is a risk of neutralizing of the main advantage of this lubrication system– its low weight.

To be able to simulate the dependency of oil mist atomizer flow rate on the working conditions of the product and in order to get the visualization of oil and air mixing, the mathematical model of oil mist atomizer has been developed with computation of two-phase flow in Ansys FLUEN 14.5. The visualization of mixing processes allows to determine the quality of oil spraying. Lack of calculation techniques for two-phase flows makes the work more complicated but the results obtained have sufficient convergence with experiment and allow to consider this model as acceptable for further investigation.

Математическое моделирование распределения продольной скорости в однорядной системе импактных плоскопараллельных струй, натекающих на плоскую поверхность

Лобанов И.Е., Низовитин А.А., Пармонов Н.В.

МАИ, г. Москва

Струйный обдув поверхностей является одним из эффективных способов увеличения интенсивности теплообмена при обтекании тел воздухом.

При оптимальных условиях он обеспечивает возрастание интенсивности теплообмена от трёх до пяти раз по сравнению с продольным обтеканием.

Основные преимущества струйного обдува по сравнению с другими способами интенсификации теплообмена в газах: высокая интенсивность при относительно небольших затратах мощности на его осуществление в сочетании с простотой и гибкостью управления процессом при возможности достижения интенсификации теплообмена только на отдельных участках поверхности.

Актуальность исследования заключается в том, что интенсивность подвода и отвода тепла от поверхности является фактором, которые в большей степени определяют эффективность и надёжность машин и аппаратов современной техники, а также производительность многих технологических процессов и качество конечного продукта.

В немалом числе случаев при исследовании импактных струй используются эмпирические зависимости, полученные на основе метода теории подобия и теплового моделирования, поэтому очень важным представляется развитие теоретических методов.

В исследовании были получены численные решения нелинейного дифференциального уравнения для распределения продольной скорости в однорядной системе импактных плоскопараллельных струй, натекающих на плоскую поверхность в диапазоне определяющих

параметров, представляющих практический интерес, более точного, чем аналогичные существующие детерминирующие уравнения.

Полученные в исследовании решения позволили более точно учесть влияние на распределение продольной скорости во всём диапазоне определяющих параметров.

Полученные в работе решения показали, что влияние на распределение продольной скорости отношения ширины выходного сечения плоского сопла к шагу струй в системе составляет не более 5%.

Доказано, что влияние коэффициента сопротивления трению на распределение продольной скорости может быть очень существенным, особенно для протяжённых теплообменных поверхностей.

Полученные решения могут быть использованы в целях более точного детерминирования коэффициентов теплоотдачи и массоотдачи в однорядной системе импактных плоскопараллельных струй, натекающих на плоскую поверхность.

Mathematical modeling of the distribution of the longitudinal velocity of impact in a single-row system of plane jets impinging on a flat surface

Lobanov I.E., Nizovitin A.A., Paramonov N.V.

MAI, Moscow

Inkjet blowing surfaces is one of the most effective ways to increase the intensity of heat transfer in air flow around the body.

Under optimal conditions, it provides increase the heat transfer rate of three to five times compared to the longitudinal flow.

Main advantages of the jet blowing compared to other methods of heat transfer in gases: high intensity at a relatively low power cost of implementing it in conjunction with the simplicity and flexibility of the process control when the possibility of achieving heat transfer enhancement only for certain areas of the surface.

The relevance of the study is that the intensity of the supply and removal of heat from the surface is a factor that largely determine the efficiency and reliability of machines and apparatus of modern technology, as well as the performance of many manufacturing processes and the quality of the final product.

In a good number of cases in the study of impact of the jets used empirical relationships derived on the basis of similarity theory and thermal modeling, so it is very important to the development of theoretical methods.

The study, numerical solutions of the nonlinear differential equation for the distribution of the longitudinal velocity in the single-row system of impact of plane jets impinging on a flat surface in the range of determining parameters of practical interest, more accurate than existing similar the determining equation.

The results obtained in the study solutions will more accurately account for the effect on the distribution of the longitudinal velocity of the entire range of the governing parameters.

Solutions obtained in this paper have shown that the impact on the distribution ratio of the width of the longitudinal velocity of the outlet section of the flat jet nozzle to step in the system is no more than 5%.

It is proved that the effect of friction coefficient on the distribution of the longitudinal velocity can be very significant, especially for extended heat transfer surfaces.

The resulting solutions can be used to better determinacy of heat transfer coefficients and mass transfer in single-row system of impact of plane jets impinging on a flat surface.

Абляционный импульсный плазменный двигатель (АИПД) для малоразмерных КА

Дьяконов Г.А., Любинская Н.В., Семенихин С.А., Хрусталеv М.М.
МАИ, г. Москва

В последнее время уделяется особое внимание малоразмерным космическим аппаратам (МКА) с массой от единиц до нескольких десятков килограммов. Но для того чтобы МКА стал управляемым, существует необходимость в разработке высокоэффективного малогабаритного двигателя коррекции и поддержания орбит. На такую двигательную установку накладываются условия ограниченности ресурсов массы и электроэнергии на борту. Двигательная установка должна быть легкая, малогабаритная и дешевая, обладающие высокой эффективностью в области потребляемой мощности до ~25 Вт.

Для таких целей перспективны абляционные импульсные плазменные двигатели (АИПД), которые обладают рядом важных преимуществ: постоянная готовность к работе, предельно малая инерционность и практически полное отсутствие импульса последействия, возможность точной дозировки импульса, достаточно высокий ресурс, а также линейный ход тяговой регулировочной характеристики.

В докладе рассмотрен разработанный и изготовленный в НИИ ПМЭ МАИ ряд малоразмерных моделей АИПД сверхмалой энергии. Результаты проведенных экспериментов позволяют рассматривать данный двигатель как наиболее перспективный для коррекции орбит МКА.

В докладе предложена разработанная в НИИ ПМЭ МАИ физико-математическая модель, описывающая работу АИПД малой энергии и мощности. Её компьютерная реализация даёт возможность проследить влияние вариаций различных исходных данных на характеристики

АИПД. Сравнение расчета с экспериментом показало достаточно хорошее совпадение результатов.

Для АИПД сверхмалой мощности установлены параметры электрической цепи (индуктивность, ёмкость) при которых обеспечивается максимальная эффективность рабочего процесса.

Ablative Pulsed Plasma Thruster for Small Spacecraft

D'yakov G.A., Lubinskaya N.V., Semenikhin S.A., Khrustalev M.M.
MAI, Moscow

Special attention is recently paid to small spacecraft (SSC) with a mass of a few to several tens of kilograms. But for a SSC to become controllable there is a need to develop a highly efficient and compact thruster for the orbit correction and keeping. Appropriate propulsion system should be designed in view of the limitations for mass and power on board. The propulsion system must be lightweight, space-saving and cheap with high efficiency in power consumption of up to about 25 W.

The ablative pulsed plasma thrusters (APPT) are promising for such purposes, as they have several important advantages: instant readiness for operation, extremely low inertia and the almost complete absence of the afteraction pulse, the possibility for precise impulse control, long enough lifetime, as well as the linear variation of the thrust control characteristic.

A family of small APPT models with ultra low energy developed and manufactured at the RIAME MAI is reviewed in the paper. The test results allow considering such thrusters as the most promising for the SSC orbit correction.

A physical-mathematical model developed at the RIAME MAI is presented in the paper also. This model describes operation of the low-energy and low-power APPT. Its computer implementation makes it possible to trace the influence of variations in different input data on the APPT performance. A comparison of theory and experiment revealed good enough agreement of the results.

A set of the electrical circuit parameters (inductance, capacitance) is defined for the ultra-low power APPT, which provide maximum operation efficiency.

This work was supported by the grant No. NSh-143.2012.8 of the Russian Federation President for the state support of the leading scientific schools of the Russian Federation, which is gratefully acknowledged.

Прочность лазерных зеркал
Метельников А.А., Макаров И.В.
МАИ, г. Москва

Мощные химические лазеры относятся к устройствам, которые генерируют значительную энергию, достигающую порой нескольких МВт.

На их общую работоспособность, которая определяется КПД, влияет множество ограничений связанных с неоднородностью активной среды в лазерной камере, прочностью элементов конструкции и др.

Одним из самых ответственных элементов химических лазеров является резонатор. Эффективность резонатора во многом определяется физико-механической работоспособностью его зеркал, которые подвергаются значительным тепловым нагрузкам, вызывающих термооптические искажения вследствие общей деформации поверхности зеркала.

Простейшая конструкция квантово оптического резонатора представляет собой два зеркала, расположенные напротив друг друга, одно непрозрачное, другое полупрозрачное (через него выходит сгенерированное излучение), между которыми находится активная среда, с помощью которой происходит генерация излучения. Непрозрачное зеркало представляет собой подложку, на которую нанесены слои материала (просветление оптики), призванные уменьшить оптические потери: отклонение и рассеивание луча.

Между тем вопрос прочности лазерных зеркал на сегодняшний день слабо отражен в учебной литературе. Поэтому студент, изучающий вопросы проектирования резонатора, использует формулы, которые не раскрывают всей физической сути деформации зеркал резонатора.

Данная работа ставит своей целью понять зависимость температурных нагрузок и деформаций, возникающих при действии лазерного луча.

Для этого необходимо понимание напряженно- деформированного состояния (НДС) в зеркалах. Именно эта задача и рассматривается в настоящей работе: изучается деформирование поверхностного слоя лазерного зеркала под воздействием светового потока. При этом формируется упрощенная расчетная схема, представляющая собой круглую пластину с размером равным пятну нагрева поверхности зеркала; пластинка опирается на упругое основание с коэффициентом основания, равным контактной жесткости основной части зеркала. Пятно нагрето до средней температуры, постоянной во всех точках. Общая деформация пятна определяется суммой безмоментной и моментной поперечной деформации.

Deformation symmetric turbine rotor

Khomyakov A.M., Makarov I.V., Metelnikov A.A.
MAI, Moscow

In this work calculation dependency relation are determined for the detection of transverse displacement and bending deformations of a symmetric rotor of the turbine.

The flexural deformation.

Flexural deformation of the impeller's main elements (paintings, rims, blades, banding ring) are observed separately. From the compatibility condition of these elements the internal force factors are determined: moments, shear load. This approach is based on the classical method of solving problems of compatibility of deformation of mating member, and provides an opportunity to determine the overall flexural deformation of the impeller, which is result of linear and angular deflection of banding ring.

In the real development, such calculations has not apply yet, due to the fact that in real-world projects minimizing of the bending motion is provided by the design methods, and therefore the problem of flexural deformation of the impeller is supposedly irrelevant.

However, the design methods, in any case, must be based on knowledge of the values of the flexural deformation, which can be determined by our proposed settlement.

The transverse displacement of the rotor parts are considered as the sum of the radial movement of the outer contour of the impeller and the transverse displacement (deflection) of the shaft. Calculation of the transverse displacement of the rotor is required to determine the minimum radial spilt in the turbine, and the minimum spilt provide maximum efficiency of the turbomachine.

Determination of radial mechanical motion is based on solving the system of equations of strain compatibility characteristic elements of the Flexural deformation of the impeller's main elements (paintings, rims, blades, banding ring).

Structure diagram is a symmetric rotor on rigid supports the shaft and impeller without constant cross tread, which significantly simplify the calculations, but at the same time demonstrate how the minimum radial clearance in the turbine sites can be calculated.

The present work is based on the concept of the power development of engine components, it clarifies the methodology for calculating the displacement of the turbine rotor with the deformation of the blade wheel. The calculation dependency relation obtained in the present research is estimated type, but they can be used in educational and real turbomachinery development at the stage of conceptual design.

Конструктивный облик космической ядерной энергетической установки второго поколения с использованием трансформируемой конструкции

Еремин А.Г.¹, Максименко Д.В.²
¹Красная Звезда, ²МАИ, г. Москва

Ядерные энергетические установки (ЯЭУ), как основной источник электропитания для космических аппаратов (КА) различного назначения, начали рассматриваться в конце 50-х годов на начальном этапе исследования и освоения космического пространства. Удельные энергетические и массогабаритные характеристики таких установок в качестве источника высокой электрической мощности выгодно отличали их от получивших позднее широкое распространение солнечных фотопреобразователей.

Энергетические потребности перспективных КА могут быть полностью обеспечены благодаря использованию ЯЭУ второго поколения, одной из отличительных особенностей которых является применение трансформируемой конструкции (ТК). Необходимость такой системы обусловлена требованием по обеспечению радиационной обстановки в приборном отсеке и возможностью размещения теплосбрасывающих поверхностей.

Для ЯЭУ средней энерговооруженности в диапазоне электрических мощностей от 25 до 100 кВт наиболее оптимальной является ТК на основе трехопорной стержневой конструкции. При этом в качестве силового элемента, приводящего в действие ТК, выбрана тросовая система с мотор-редуктором, передающего крутящий момент трем ведущим звеньям с помощью тросов. Такая система позволяет произвести равномерное развертывание ЯЭУ из стартового положения в орбитальное. Испытания кинематического макета ТК показали правильность закладываемых конструкторских решений и ее эффективность.

Результатом работы является выбор принципиальной схемы ТК для использования ее в ЯЭУ второго поколения. Данный выбор основан на экспериментальных данных, полученных в ходе испытаний кинематического макета.

Design of space nuclear power unit of the second generation with the use of transformable system

Eremin A.G.¹, Maksimenko D.V.²
¹JSC «Red Star», ²MAI, Moscow

In the late 50s at early stage of research and development space nuclear power units began to be seen as the main power source for spacecraft for

various purposes. Specific power and mass and dimensional characteristics of such installations as a source of high electrical power sets them apart from later received wide spread of solar photoconverters.

The energy needs of future satellites can be fully secured by the use of second-generation nuclear power units, one of the distinguishing features of which is the use of transformable system (TS). The necessity of such a system is caused by the requirement to provide the radiation situation in the instrument compartment and the possibility of placing surfaces for heat radiation.

For nuclear power unit with average installed electrical power in the range from 25 up to 100 kW, the most appropriate is based on the three-point TS rod construction.

For nuclear power unit with average installed electrical power in the range from 25 up to 100 kW, the TS with three-supports and rod structure is most appropriate.

The power element for driving the TS is selected the rope system with a gear motor to transmit torque to three leading link with the help of the ropes.

This system allows to make uniform deployment of nuclear power unit from the starting position in the orbital position. Correctness of pawned design solutions and its efficiency are confirmed by tests of TS kinematic layout.

The concept of TS is the result of the work and it could be used in space nuclear power unit of the second generation. Selection of this concept is based on experimental data obtained in the tests of kinematic layout.

Разработка электронного банка данных энергодвигательных установок КА

Коршун В.Е., Маркианов А.В., Русаков А.В., Сизов А.А.,
Твердохлебова Е.М., Хомин Т.М.
ЦНИИмаш, г. Королёв
Мансуров В.С., Оглоблина И.С.
Центр Келдыша, г. Москва

Развитие современной космонавтики требует оперативного информационного обеспечения всех её отраслей. В обеспечение решения этой задачи начата разработка электронного банка данных (ЭБД), предназначенного для аккумуляирования и систематизации имеющихся сведений о рабочих характеристиках двигателей, элементов питания и управления, двигательных установок (ДУ) космических аппаратов (КА), производящихся как в РФ, так и за её пределами. Наличие такого ЭБД позволит комплексно оценить состояние научно-технических разработок указанных систем КА как на сегодняшний день,

так и в перспективе, а также облегчит поиск требуемых элементов при проектно-конструкторских и других работах.

Сведения в ЭБД не претендуют на полноту охвата всех существующих в мире систем КА. Рассмотрены наиболее востребованные из штатных и перспективных для задач российской космонавтики системы КА.

В частности, двигатели КА представлены в ЭБД следующими типами:

- отдельные представители которых в данный момент штатно производятся в России (СПД);
- технический уровень разработки которых доведен до летного образца (ДАС, ИПД, ЭНД, ЭДД);
- перспективные двигатели, технический уровень реализации которых может наиболее быстро привести к созданию летного образца (ИД);
- двигатели отдаленной перспективы (ТХД, ТСД, МПД).

В ЭБД также включены характеристики аппаратуры регулирования и контроля энергодвигательных систем КА, сведения о бортовых системах электропитания: аккумуляторных батареях, солнечных батареях, термоэлектрических генераторах, химических источниках тока, электрохимических генераторах, ядерных установках.

The electronic databank of spacecraft power and propulsion systems development

Korshun V.E., Markianov F.V., Rusakov A.V., Sizov A.A.,

Tverdokhlebova E.M., Homin T.M.

TSNIIMASH, Korolev, Moscow region, Russia

Mansurov V.S., Ogloblina I.S.

KERC, Moscow, Russia

Evolution of cosmonautics requires prompt information dataware in all its branches. To solve this problem database (DB) development has been started, which purpose is to accumulate and systematize characteristics of propulsion systems, engines, power and control elements that are produced in Russian Federation and other countries. This database will allow fully estimating status of current and perspective scientific and technical projects and facilitating retrieval of necessary elements required for projecting and designing.

Data doesn't claim to cover all existing aerospace systems. Most demanded SC systems of regular and perspective for the Russian astronautics tasks of are considered.

In particular, SC thrusters are presented in BD by the following types:

- which certain representatives are regularly made at present in Russia (SPT);

- which technological level of development is brought to a flight sample (TAL, PPT, ET, arcjet thrusters);
- far prospect thrusters (MPD thrusters).

The SC power supply and control unit characteristics, performance of onboard power supply systems are also included in EBD: storage batteries, solar cell, thermoelectric generators, chemical current sources, electrochemical generators, nuclear power systems.

Экспериментальное исследование эффективности лабораторной модели ВЧИД-200 в виде технологической установки RIM-20

Рябый В.А., Обухов В.А., Машеров П.Е., Кудрявцев А.В.

МАИ, г. Москва

Интегральная диагностика высокочастотного индукционного (ВЧИ) разряда состоит в двукратном измерении тока индуктора на режимах стационарного горения разряда и в его отсутствие при согласовании ВЧ генератора (ВЧГ) с нагрузкой в виде согласующего устройства (СУ) и ВЧИ разрядного устройства. Величины силы тока индуктора в отсутствие разряда представляют собой максимальные значения, характеризующие импеданс всей системы передачи ВЧ мощности в индуктор: СУ применяемого типа, соединительные кабели, ВЧ разъёмы, потери в вихревых ВЧ токах в окружающих электропроводящих деталях, а также и в материале стенки газоразрядной камеры. Ток индуктора при горении разряда в определённых условиях по роду рабочего тела, его расходу, давлению, мощности ВЧГ и коэффициенту взаимоиндукции разряда с индуктором характеризуют деление мощности ВЧГ на часть, поглощаемую разрядом, и долю интегральных потерь. Таким образом, такое двукратное измерение тока индуктора определяет суммарный КПД передачи ВЧ мощности в разряд. По этой причине такая диагностика называется интегральной.

В ходе предварительных испытаний технологического источника ионов RIM-20 было доработано штатное СУ – в него был введён пояс Роговского для измерения силы тока индуктора. Он позволил измерить начальный ток индуктора на частоте 2 МГц при отсутствии разряда, определивший общую характеристику системы на этой рабочей частоте. Затем был измерен ток индуктора для стационарного разряда в ксеноне при давлении порядка 0,001...0,0001 Торр, объёмном расходе 10 смл/мин. и изменении падающей мощности ВЧГ в диапазоне 100...600 Вт. Оказалось, что КПД падал по мощности от 0,5 до 0,4. Такой характер изменения КПД в свете имеющихся литературных данных указывает на наличие паразитной утечки ВЧ мощности в тракте её передачи в разряд.

Измеренная доля потерь ВЧ мощности в RIM-20 от 50 % до 60 %, характеризующая интегральное качество его конструктивного и схемотехнического исполнения, оказалась весьма заметной, что стимулирует дальнейшие работы по снижению уровня этих потерь.

Работа выполнена в рамках Гранта Правительства РФ № 11.G34.31.0022 «Исследования и разработка космических высокоимпульсных высокочастотных плазмодинамических электроракетных ионных двигателей» для государственной поддержки научных исследований, проводимых под руководством ведущих ученых в российских образовательных учреждениях высшего профессионального образования, а также Гранта Президента Российской Федерации по поддержке ведущих научных школ Российской Федерации НШ-143.2012.8.

Test Study for the Efficiency of the RFIT-200 Laboratory Model by Using the Technologic Source RIM-20

Rabyu V.A., Obukhov V.A., Masherov P.E., Kudryavtsev A.V.
MAI, Moscow

The integrated diagnostics of radio-frequency induction discharge comprises double measurement of the inductor current at the mode of stationary discharge and in its absence, while the radio-frequency generator (RFG) is matched with a load. The values of the inductor current in the discharge absence represent the maximum characterizing impedance of the entire system of RF-power supply to the inductor in view of the match box of the type used, cables, RF connectors, the loss of RF eddy currents in the surrounding conductive parts and in the material of the discharge chamber walls. The inductor current with the discharge burning under certain conditions in the propellant kind, its flow rate, pressure, RFG power and the factor of the discharge mutual induction with the inductor characterizes the division of the RFG power into a portion absorbed by the discharge, and the portion of integral losses. Thus, such double measurement of the inductor current defines total efficiency of the RF power supply to the discharge. For this reason, such diagnostics is called as an integrated one.

In the preliminary tests of the technologic ion source RIM-20, the match box was modified – the Rogowski belt was added for measuring the strength of the inductor current. It allowed measuring the initial inductor current at the frequency of 2 MHz in the discharge absence to determine the overall response of the system at the mentioned frequency. Then the inductor current has been measured for the stationary discharge in xenon under the pressure of about 0.001...0.0001 Torr, the flow rate of 10 sccm/min and the change in the RFG input power within 100...600 W. It was found out that the efficiency of the power dropped down from 0.5 to 0.4. Such a behavior of the efficiency, in

the light of published data, indicates the presence of spurious leakage of the RF power in the path of its supply to the discharge.

The measured the share of RF-power losses of in the RIM-20 from 50 % down to 60 %, which characterizes the integral quality of its design and circuits, appeared to be rather noticeable, that encouraging further works to reduce these losses.

This work was supported by the grant No. NSh-143.2012.8 of the Russian Federation President for the state support of the leading scientific schools of the Russian Federation and by the grant of the Russian Federation Government No. 11.G34.31.0022 for the state support of researches conducted under the supervision of the leading scientists at the Russian educational institutions of the higher professional education, which are gratefully acknowledged.

Управление составом опытного изделия конкретной сборки

Мельник И.И., Степанов С.В., Кононова Е.Ю.

НПО «Сатурн», г. Рыбинск

Рассматривая жизненный цикл изделия в контексте управления составом можно выделить следующие виды составов: «как запланировано», «как собрано», «как испытано», «как отправлено заказчику» и т.д. Представленные составы формируются последовательно на основе предыдущего, а состав «как запланировано» или, так называемый, конструкторский состав, формируется на основе конструкторской документации. В ОАО «НПО «Сатурн» разработана и внедрена в опытную эксплуатацию автоматизированная система (АС) управления конструкторским составом опытного изделия конкретной сборки (ОИКС).

Разработанная АС ставит своей целью и обеспечивает:

- формирование комплекта конструкторской документации и состава ОИКС в электронной форме;
- упорядочивание изменений, проводимых в конструкторском составе;
- своевременную выдачу заданий в производство по актуальному состоянию конструкторской документации.

Следует отметить, что в процессе внедрения были решены следующие организационно-технические вопросы, как то:

- определение правил идентификации ОИКС;
- формирование предварительной структуры ОИКС;
- особенности выпуска конструкторской документации на опытные детали и сборочные единицы (правила обозначения, формирования, согласования, утверждения и изменения);

- опережающий выпуск задания на изготовление деталей и сборочных единиц длительного цикла изготовления с последующим «поглощением» данной номенклатуры вновь выпускаемыми заданиями;
- фиксация извещений об изменении, применяемых в конструкторском составе ОИКС, в основном сводном документе на комплектацию и сборку – технических условиях на сборку;
- учет и прослеживаемость изменений в составе ОИКС в результате доработки деталей и сборочных единиц.

В результате внедрения АС управления конструкторским составом ОИКС в ОАО «НПО «Сатурн»

формируется состав «как запланировано», пригодный к использованию на следующих этапах жизненного цикла изделия;

сокращается время и стоимость конструкторских работ по доводке опытных двигателей и передаче их в серийное сопровождение за счет автоматизации процедуры учета и прослеживаемости изменений на всех этапах жизненного цикла изделия.

Bill of Material (BOM) Management of Development Engine of Particular Assembly

Melnik I.I., Stepanov S.V., Kononova E.Yu.
NPO Saturn, Rybinsk, Russia

While considering the product life cycle in terms of BOM management we can identify the following configurations: “as planned”, “as built”, “as tested”, “as shipped”, etc. The listed configurations are successively formed on the basis of the previous configuration, and “as planned” BOM or the so-called design configuration is formed on the basis of the design documentation. At NPO Saturn the IT system BOM Management of Development Engine of Particular Assembly has been developed and is subjected to trial run.

The objective of the developed IT system is as follows:

- formation of a set of design documentation and BOM of the engine of a particular assembly in electronic format;
- ranking changes made in BOM;
- on-time issue of tasks to production according to the current status of design documentation.

It should be noted that during implementation the following organization-technical issues have been solved:

- definition of the BOM identification rules;
- formation of the BOM preliminary structure;

- particulars of the design documentation issue for development parts and assembly units (rules of designation, formation, coordination, approval, and introduction of changes);
- advance issue of the task for manufacture of parts and assembly units having a long-term manufacturing cycle, with further ‘absorption’ of this nomenclature by newly issued tasks;
- fixing notices of changes applied in the BOM configuration in the Assembly Summary File, i.e. in the assembly specifications;
- record keeping of changes and traceability of the BOM changes based on parts / assembly units rework.

As a result of the IT system BOM Management of Development Engine of Particular Assembly implementation at NPO Saturn:

the “as planned” configuration is formed, applicable to the following life cycles stages of the engine;

time and cost of the design work dedicated to development engines rework and transfer them to series production is reduced due to the recording procedure automation and traceability of changes at all stages of the engine life cycle.

Перспективы создания и использования лазерных космических солнечных электростанций мощностью 1-10 ГВт

Мельников В.М.

ЦНИИмаш, г. Королёв.

Наиболее энергоёмкими космическими объектами к 2050 г. в космонавтике могут стать космические солнечные электростанции (КСЭС) на мощность 1-10 ГВт, транслирующие электроэнергию на Землю. Необходимость создания КСЭС связана с ростом цен на традиционные энергоносители и ущербом от природных катаклизмов, обусловленных техногенным воздействием традиционной энергетики на окружающую среду. Направление создания КСЭС может определять темп развития космической техники, способствовать решению социальных и политических задач, а также обеспечивать энергетическую и экологическую безопасность страны. В США и Японии активно проводятся работы по созданию коммерческих КСЭС гигаваттного уровня для начала создания рынка «космического электричества», что опасно для России обесцениванием природных ресурсов и потерей энергетической безопасности. Пентагон активно рассматривает широкие возможности использования КСЭС в интересах министерства обороны США. Сроки создания КСЭС в США намечены на 2016 г., в Японии на 2025 г.

Разработки в США и Японии базируются на СВЧ концепции КСЭС и крупногабаритных каркасных конструкциях (до 5 км), однако в

последние годы возрос интерес к лазерным КСЭС в связи с успехами в разработке инфракрасных полупроводниковых лазеров (длина волны порядка 1 микрона) и волоконных световодов: КПД преобразования электроэнергии в инфракрасный лазерный сигнал до 80%; значительно меньшая расходимость (10^{-6} рад) лазерного луча по сравнению с СВЧ - сигналом (с геостационарной орбиты на Землю лазер даёт пятно 36м, СВЧ – 15-20 км); реальные достижения в миниатюризации элементной базы (по световоду диаметром 250 микрон передаётся световая мощность 50 кВт); Российские производители в волоконной технике сейчас занимают ведущие позиции в мире (85% мирового производства волоконных лазеров, «ИРЭ Полус», г. Фрязино). Россия имеет уникальный опыт создания центробежных бескаркасных конструкций, как базы КСЭС, имеющих ряд существенных преимуществ перед каркасными аналогами. КСЭС могут быть использованы для энергоснабжения также Луны, Марса и на орбитах для решения путём беспроводного энергообеспечения транспортных задач. КСЭС также могут быть использованы в проблеме астероидной опасности. Оценки показывают, что воздействие лазерного излучения от КСЭС мощностью 1 ГВт на астероид массой 10^9 кг сообщит ему ускорение порядка 10^{-3} м/сек².

Эффективной базой вновь создаваемых лазерных систем КСЭС могут стать формируемые в космическом пространстве центробежными силами волоконные лазеры с солнечной накачкой (обосновано специалистами из Турина, Италия; предлагается для повышения эффективности солнечной накачки волоконного лазера использовать новую схему совместного легирования $\text{Eu}^{3+} / \text{Nd}^{3+}$). Здесь отпадает необходимость в солнечных батареях и жёстком каркасе.

Prospects for the creation and use of laser space solar power stations with capacity of 1 to 10 GW

Melnikov V.M.

TsNIIMash, Korolev

The most energy-intensive space objects by 2050 in cosmonautics can be a space solar power station (SSPS) the power 1-10 GW transmitting electricity on the Land. The need to create SSPS associated with a rise in prices for traditional energy carriers and damage from natural disasters caused by anthropogenic traditional energy sector on the environment. The direction of creating a SSPS can determine the pace of development of space technology, contribute to solving social and political problems, as well as providing energy and environmental security of the country. In the United States and Japan are actively conducted works on creation of commercial SSPS gigawatt level for the beginning of the creation of a market of “cosmic electricity”,

which is dangerous for Russia depreciation of natural resources and loss of energy security. The Pentagon is actively considering the possibilities of usage of SSPS for the Ministry of defense of the USA. Timing of the creation of SSPS in the USA is scheduled for 2016, in Japan – in 2025.

Development in the United States and Japan are based on microwave concept SSPS and large frame structures (up to 5 km) however, in recent years the interest to the laser SSPS with advances in the development of infrared semiconductor lasers (wavelengths of the order of 1 micron) and optical fibers: conversion efficiency of electric power in the infrared laser signal to 80%; a much smaller beam divergence (10⁻⁶ rad) laser beam in comparison with microwave signal (from geostationary orbit of the Earth laser gives spot 36m, microwave – 15-20 km); the real advances in miniaturization element base (on fibre diameter of 250 microns transmitted optical power 50 kW); Russian manufacturers of fiber technology now occupy leading positions in the world (85% of the world production of fiber lasers, IRE Polus, Fryazino). Russia has a unique experience of creating centrifugal frameless designs as a base SSPS having a number of advantages over frame analogues. SSPS can be used for power supply of the moon, Mars and on the orbits for decisions by wireless energy supply transport problems. SSPS can also be used in the problem of asteroid danger. Estimates show that the influence of laser radiation from SSPS capacity of 1 GW of the asteroid, 10⁹ kg notifies them of the acceleration of the order of 10⁻³ m/sec². An efficient basis of newly created laser systems SSPS can be generated in the space of a centrifugal forces fiber lasers with solar pump (justified by the specialists of Turin, Italy; it is proposed to increase the efficiency of solar pumping fiber laser use the new schema joint doping Eu³⁺ / Nd³⁺). Here there is no need in solar cells and a rigid frame.

**Исследование параметров плазмы, а также радиальных
и «обратных» потоков ионов в окрестности выходной плоскости
СПД на разных режимах его работы**

Ким В., Меркурьев Д.В., Сидоренко Е.К.

МАИ, г. Москва

Исследование параметров плазмы, а также «обратных» и радиальных потоков ионов в окрестности выходной плоскости СПД представляет интерес в связи с тем, что радиальные потоки ионов вызывают эрозию элементов конструкции, как двигателя, так и КА, попадающих в эти потоки, а также в связи с тем, что они в совокупности с обратными потоками ионов в значительной мере определяют размеры и параметры плазменного образования, формируемого работающим двигателем. Последнее оказывает существенное влияние на зарядовое состояние поверхностей КА с работающим на его борту двигателем.

Исследование радиальных потоков ионов и параметров плазмы в них осуществлялось с помощью электростатических зондов и энергоанализатора, расположенных в окрестности выходной плоскости модели двигателя типа СПД-85П. Исследование обратных потоков ионов осуществлялось с помощью линейки плоских зондов, расположенных на разных расстояниях, расположенных от оси двигателя также в окрестности названной выходной плоскости при работе модели двигателя типа СПД-140. При этом измерения ионных токов на «плавающие» зонды осуществлялось при ориентации их собирающих поверхностей «к струе» и «от струи». Вычитая результаты измерений при ориентации зондов «от струи» из результатов измерений при их ориентации «к струе» определялись «обратные» ионные потоки.

Наиболее существенные результаты проведенных исследований сводятся к следующему:

- показано, что энергия ионов в радиальных параметрах потоков ионов составляет 120...140 эВ, что определяет их заметную расплывающую способность, и слабо изменяется при изменении разрядного напряжения в диапазоне 300...800 В;
- доля «обратных» потоков невелика и в основном сосредоточена в ближайшей окрестности двигателя на расстояниях 2...3 его калибров.

В докладе приводятся также данные об изменении остальных параметров плазмы при изменении режима работы двигателя.

Работа выполнена при поддержке Гранта Президента Российской Федерации по поддержке ведущих научных школ Российской Федерации НШ-143.2012.8.

Investigation of Plasma Parameters, Radial and Inverse Ion Flows in Vicinity of the SPT Exit Plane at Different Operational Modes

Kim V., Merkur'ev D.V., Sidorenko Ye.K.

MAI, Moscow

Investigation of plasma parameters, radial and inverse ion flows in the vicinity of the SPT exit plane is of interest due to the fact that the radial ion flows cause erosion of structural elements of the thruster as well as of SC constructions exposed to such flows as well as since together with the inverse ion flows they determine, to a considerable degree, the size and parameters of the plasma formation generated by a running thruster. The latter has a significant impact on the charge state of the surfaces of SC with operating thruster.

The study of radial ion flows and plasma parameters was carried out using electrostatic energy analyzer and probes located in the vicinity of the SPT-85P thruster model exit plane. The inverse ion flows were studied using a bar

of flat probes located at different distances from the axis of the thruster in the neighborhood of the mentioned exit plane with the operating SPT- 140 model. With that, the measurement of ion currents to the "floating" probes was carried out with the orientation of their collecting surfaces "to the plume" and "from the plume". The inverse ion flows were defined by subtracting the measurement results obtained at the orientation of the probes "from the plume" from the results of measurements at their orientation "to the plume".

The most significant results of the research are as follows:

- It is shown that the energy of the ions in the radial ion flows is 120...140 eV, that defining their noticeable sputtering ability, and slightly varies with the discharge voltage change within the range of 300...800 V;
- The share of "inverse" flows is small and is concentrated mainly in the immediate vicinity of the thruster at a distance of its 2...3 calibers.

Data on changes in other plasma parameters with the variation of the thruster mode of operation are presented in the paper also.

This work was supported by the grant No. NSh-143.2012.8 of the Russian Federation President for the state support of the leading scientific schools of the Russian Federation, which is gratefully acknowledged.

Деформация симметричного ротора турбины

Метельников А.А., Макаров И.В., Хомяков А.М.

МАИ, г. Москва

В настоящей работе определяются расчётные зависимости для определения поперечных смещений и изгибных деформаций симметричного ротора турбины.

Изгибные деформации. Отдельно рассматриваются изгибные деформации основных элементов конструкции рабочего колеса: полотна, обода, лопаток, бандажного кольца. Из условия совместности деформации названных элементов определяются внутренние силовые факторы: моменты, перерезывающие силы. Такой подход, основанный на классическом методе решения задач о совместности деформации сопряженных элементов конструкции, и дает возможность определить общую изгибную деформацию рабочего колеса, проявляющуюся в линейном, и угловом смещениях бандажного кольца.

В реальном проектировании до сего времени подобные расчеты не применяются, что объясняется тем, что в реальных проектах минимизация изгибных перемещений обеспечивается проектными методами и поэтому задача об изгибных деформациях рабочего колеса становится якобы неактуальной.

Однако проектные методы в любом случае должны быть основаны на знании величин изгибных деформации, которые могут быть определены предлагаемым нашим расчетом.

Поперечные смещения деталей ротора рассматриваются как сумма радиального перемещения наружного контура рабочего колеса и поперечного смещения (прогиба) вала. Расчёт поперечного смещения ротора необходим для определения минимального радиального зазора в узле турбины, а минимальный зазор дает возможность получить максимальный КПД турбомашин.

Определение радиальных механических перемещений основано на решении системы уравнений совместности деформаций характерных элементов конструкции рабочего колеса: полотна, обода и лопаток.

Силовая схема представляет собой симметричный ротор на жёстких опорах с валом и рабочим колесом постоянного сечения без бандажа, что позволило существенно упростить выкладки, но при этом наглядно показать, как можно определить расчётным путем минимальный радиальный зазор в узлах турбины.

Настоящая работа основана на концепции силового проектирования узлов и деталей двигателя, она уточняет методику расчёта смещения ротора турбины с учётом деформации рабочего колеса турбины. Расчетные зависимости, полученные в настоящей НИРС, имеют оценочный характер, но они могут найти применение в учебном и реальном проектировании турбомашин на стадии эскизного проектирования.

Deformation symmetric turbine rotor

Khomaykov A.M., Makarov I.V., Metelnikov A.A.

MAI, Moscow

In this work calculation dependency relation are determined for the detection of transverse displacement and bending deformations of a symmetric rotor of the turbine.

The flexural deformation. Flexural deformation of the impeller's main elements (paintings, rims, blades, banding ring) are observed separately. From the compatibility condition of these elements the internal force factors are determined: moments, shear load. This approach is based on the classical method of solving problems of compatibility of deformation of mating member, and provides an opportunity to determine the overall flexural deformation of the impeller, which is result of linear and angular deflection of banding ring.

In the real development, such calculations has not apply yet, due to the fact that in real-world projects minimizing of the bending motion is provided by the design methods, and therefore the problem of flexural deformation of the impeller is supposedly irrelevant.

However, the design methods, in any case, must be based on knowledge of the values of the flexural deformation, which can be determined by our proposed settlement.

The transverse displacement of the rotor parts are considered as the sum of the radial movement of the outer contour of the impeller and the transverse displacement (deflection) of the shaft. Calculation of the transverse displacement of the rotor is required to determine the minimum radial spilt in the turbine, and the minimum spilt provide maximum efficiency of the turbomachine .

Determination of radial mechanical motion is based on solving the system of equations of strain compatibility characteristic elements of the Flexural deformation of the impeller's main elements (paintings, rims, blades, banding ring).

Structure diagram is a symmetric rotor on rigid supports the shaft and impeller without constant cross tread, which significantly simplify the calculations, but at the same time demonstrate how the minimum radial clearance in the turbine sites can be calculated.

The present work is based on the concept of the power development of engine components, it clarifies the methodology for calculating the displacement of the turbine rotor with the deformation of the blade wheel. The calculation dependency relation obtained in the present research is estimated type, but they can be used in educational and real turbomachinery development at the stage of conceptual design.

Газодинамические явления, сопровождающие работу плазменного разрядника

Моряков И.В., Бережецкая Н.К., Тактакишвили М.И.
МИРЭА, г. Москва

Проблема детонационных двигателей внутреннего сгорания является одной из актуальных проблем современной авиационной техники. При решении её на передний план выступает задача возбуждения волн детонации в горючих газовых смесях при относительно невысоких энерговкладах в область инициации воспламенения, и относительно малых размерах, на которых необходимо трансформировать волну горения в детонационную волну (ДДТ - процесс). Настоящая работа посвящена исследованию в качестве инициатора воспламенения в реакционной камере кольцевых электрических разрядников, генерирующих при кумулятивно сходящихся к оси кольца ударных волн (УВ), способных осуществлять дистанционный нагрев горючей газовой смеси с формированием быстрых волн горения, трансформирующихся в детонационную волну. Для построения адекватной физической модели процесса трансформации необходимо выяснение роли

газодинамических явлений, сопровождающих работу многоискрового кольцевого разряда и, в частности, роль отражённых УВ, сопровождающих кумуляцию от стенок камеры сгорания.

В предлагаемой работе найдены условия, при которых можно реализовать квазисферическую УВ при отражении кольцевой (тороидальной) волны от твёрдой поверхности. Для этого проводились измерения распределения амплитуд УВ в зависимости от расстояния между разрядником и поверхностью, также были рассчитаны скорости УВ в зависимости от расстояния.

На основании проделанной работы можно утверждать, что в качестве твёрдой поверхности может использоваться стенка реакционной камеры детонационного двигателя.

Gasdynamic phenomena accompanying the operation of a plasma discharger

Moryakov I.V., Berezhetskaya N.K., Taktakishvili M.I.
MIREA, Moscow

The problem of detonation combustion engines is one of the important problems in current technology of aviation engines. When solving this problem, a challenging task is to ensure the excitation of detonation waves in combustible gas mixtures at relatively low energies released in relatively small regions, wherein the combustion waves should be transformed into detonation waves (DDT process). The present work is devoted to investigations of the combustion initiation in a reactor chamber by using ring dischargers, which generate shock waves which converge to the ring axis to produce cumulation. This ensures heating of the combustible gas mixture at some distance, where the generated fast combustion waves may transform into detonation waves. To construct an adequate physical model of the DDT process, it is necessary to clear up the role of gasdynamic phenomena accompanying the operation of a multispark ring discharge, specifically, the role of shock waves reflected from the chamber walls.

In the present work, the conditions are found wherein a quasispherical shock wave may be formed when a ring (toroidal) wave reflects from a solid surface. For this purpose, we performed measurements of the wave amplitude distributions for various distances between the discharger and the surface and calculated the wave velocities depending on the distance.

Based on the results of our work, we can conclude that, in detonation engines, the wall of a reaction chamber may serve the function of a solid surface.

Особенности механизмов генерации шума силовых установок с воздушными винтами в толкающей конфигурации

Мошков П.А.
МАИ, г. Москва

В настоящее время важнейшим параметром, во многом определяющими конкурентоспособность самолета гражданской авиации, является уровень шума на местности, так как действуют нормы ИКАО на предельно допустимые уровни шума. Вместе с тем, немаловажным с точки зрения комфорта пассажиров является уровень шума в салоне воздушного судна. Если рассматривать самолеты с турбовинтовыми двигателями (ТВД), то предпочтительнее с точки зрения шума в салоне самолета следует применять воздушные винты в толкающей компоновке, но в этом случае возникает целый ряд проблем, связанных с обеспечением норм ИКАО, так как толкающий воздушный винт работает в условиях сильно турбулизованной внешней среды за счет следа от крыла, а также за счет выхлопа двигателя. Поэтому исследование особенностей механизмов генерации шума воздушными винтами в толкающей конфигурации является весьма актуальным и важным для решения проблем экологии самолетов гражданской авиации.

Рассмотрим основные особенности акустического излучения СУ с толкающим винтом [1,2]: 1) Шум излучается равномерно во всех направлениях пространства с незначительным максимумом в направлении движения самолета. 2) Изменение формы концевой сечения выхлопного канала двигателя с круглой на эллиптическую позволяет уменьшить уровень шума на 3-4 дБ. 3) Оптимизация формы лопасти заключается в поиске оптимального сочетания трех геометрических параметров (крутка лопасти, хорда и угол стреловидности) при сохранении аэродинамических характеристик винта. 4) Турбулентный след от крыла влияет на суммарный уровень шума, увеличивая гармоническую составляющую шума (начиная со 2-й гармоники), а также широкополосную.

Установлено, что для существенного снижения шума самолета с толкающим винтом необходим комплексный подход, заключающийся в оптимизации формы лопасти и выхлопного канала двигателя, снижении окружной скорости воздушного винта при увеличении числа лопастей в условиях конкретной компоновки силовой установки на самолете.

Литература

Мошков П.А., Остроухов С.П., Самохин В.Ф. «Экспериментальное исследование источников шумности БПЛА с винто-кольцевым движителем в толкающей компоновке». \ XXIV Научно-техническая

конференция по аэродинамике ЦАГИ в пос. Володарского, 1-2 марта 2013 г.

Marulo F., Sollo, A., Aversano, M., Polimero, U., and Perna, F., "Measurement and Prediction of Community Noise of a Pusher-Propeller General Aviation Aircraft," AIAA Paper 2005-2984, May 2005.

Роль математического моделирования в параметрической диагностике ГТД

Ндженге Б.К.
МГТУ ГА, г. Москва

Математическое моделирование играют большую роль в науке. В эксплуатации авиатехники широко употребляется математическое моделирование, один из массовых применений это при параметрической диагностике авиационных двигателей. В данном докладе кратко обсуждается понятие моделирования и его математическая роль в диагностике (параметрической диагностики ГТД).

Модель это упрощённое представление реального устройства или протекающих в нём процессов, явлений. математическая модель является частным случаем понятия модели, как системы, исследование которой позволяет получать информацию о некоторой другой системе.

Формальное изучение задач диагностирования рассчитывает наличие формального описания модели. Поэтому, при постановке прогноза технически состояние ГТД предполагают задание множества недопустимых неисправностей и их модели. В целях дальнейшего повышения летной годности и безопасности ГА в процессе эксплуатации авиационных двигателей, в самолете установлено устройств мониторинга и регистрация параметрической и не параметрической состояния АД.

Данные устройства должны дать указание любого двигателя ухудшение на самой ранней стадии, а также позволит области или модуля, в котором ухудшение происходит, и не были идентифицированы. Выбранные параметры двигателя записываются вручную или автоматически во время полета. С помощью математические моделирование записи обрабатываются и анализируются для того что бы найти значительные тенденции свидетельствуют о начале разрушения. Эти обработки является контрольный протокол (Технической документация). Это достигается путем строение математических моделей как исследование временных рядов и их сглаживание, тренд-анализ с использованием регрессионных моделей. Также рассматривают один из стадии приработка информации (параметрические) которые получено в полете с использование штатно аппаратуры.

В стабильной толчок к улучшению электростанции диагностики производительности, инженеры ищут новые плато, из которых они могут стратегически управлять всем процессом параметрической диагностики. Руководствуясь математическим моделированием, является разработка методов для улучшения тренд-анализа вводятся в этом статье в основном на результатах параметры записаны в работе ГТД изучить влияние длины рядов наблюдений по значимости регрессионной модели, регистрируемых параметров и рекомендации по модификации алгоритма является анализ тенденций для использования в диагностике ГТД.

The role of mathematical modeling in the parametric diagnosis of GTE

Njenge B.K.

MCTU CA, Moscow

Mathematical modeling plays a big role in science. During aircraft maintenance and operations mathematical modeling is widely used, one of mass application is in the parametric diagnostics of aircraft engines. This report briefly discusses the concept of modeling and mathematical role in diagnostics (parametric diagnostics CCD).

A model is a simplified representation of the real device or its processes, phenomena. A mathematical model is a special case of model concepts, as a system, a study which allows getting information on some other system.

A formal study of the challenges of diagnosing calculates the existence of a formal description of the model. Therefore, when setting forecast of the technically state of GTE assume the task a set of permissible troubleshooting and their models. In order to further improve the airworthiness and safety of civil aviation during the maintenance process of aircraft engines, monitoring and registration devices and of parametric and non parametric state of GTE are installed.

These devices should instruct any engine deterioration at a very early stage, and also the area or module where the deterioration occurs, and have not been identified. Selected parameters are recorded manually or automatically during the flight. With the help of mathematical modeling, records are processed and analyzed to find significant trends that indicate the beginning of the destruction.

These processing are a control Protocol (Technical documentation). This is achieved by creating mathematical models such as the study of time series and their smoothing, trend analysis using regression models. Also consider one of the stages of breaking information (parametric) that are received by in-flight equipments.

In a stable boost to the improvement of plant power plant performance diagnostics, engineers are looking for new ways from which they can

strategically manage the entire process of parametric diagnostics. The development of methods for improvement of trend analysis are introduced guided by mathematical modeling whereby, in this article mainly on the results parameters recorded during the operational process of the GTE an examine to study the influence the length of a series of observations on the significance of the regression model, recorded parameters, where the recommendations on the modification of the algorithm is the use trends analysis during diagnosis of GTE.

Увеличение расхода охлаждающего воздуха через систему охлаждения лопатки за счет изменения формы выходной кромки

Карпов Ф.В., Немтырева И.А.
НПО «Сатурн», г. Рыбинск

В настоящей работе рассмотрен один из подходов к увеличению расхода охлаждающего воздуха через систему охлаждения лопатки при выпуске охлаждающего воздуха на корыто перед выходной кромкой за счет изменения ее формы. При подрезке выходной кромки горло лопаточного венца переносится в сечение перед отверстиями для выпуска охлаждающего воздух. При этом происходит снижение давления газа в этой зоне, что обеспечивает увеличение выдува охлаждающего воздуха в выходную кромку при сохранении его газодинамических параметров в месте подвода. По результатам численных исследований был найден баланс между увеличением расхода охлаждающего воздуха и одновременным увеличением потерь кинетической энергии газа в кромочном следе и на смешение.

В предлагаемой работе на этапе проектирования лопатки рассчитывается геометрия среза, расположенного на участке от отверстий для выпуска охлаждающей среды до выходной кромки лопатки таким образом, чтобы участок среза был с переменной площадью проходного сечения, увеличивающегося к выходной кромке. Такая геометрия среза не затрагивает теоретический профиль пера лопатки, и, следовательно, не влияет на обтекание ее профиля.

В ходе работы получено, что изменение формы выходной кромки - ее подрезка или наращивание по отношению к исходной - приводит к возникновению условий для изменения перепада давления по системе охлаждения рабочей лопатки.

Организация выдува необходимого количества охлаждающего воздуха в выходную кромку при допустимом увеличении потерь кинетической энергии возможна при изменении выходной кромки в интервале $a_{\text{вых кр}}/a_{\Gamma} \approx 1 \pm 2\%$, где a_{Γ} - минимальное расстояние от спинки до корыта (горло лопатки), $a_{\text{вых кр}}$ - минимальное расстояние от спинки

лопатки до модифицированной, что подтверждается аналогичными исследованиями и на лопатках других турбин.

Численные исследования проведены на примере рабочей лопатки 1-ой ступени ТВД двигателя Е70/8РД. В ходе работы в ANSYS CFX 11.0 была решена задача вязкого обтекания лопатки с постоянным по высоте сечением (поочередно корневым, средним и периферийным). Расчетные модели выполнены в программном комплексе для построения неструктурированных сеток ANSYS ICEM CFD 11.0. Для расчетов использовалась модель турбулентности SST.

По результатам работы получено, что модификация выходной кромки в рекомендуемых пределах приводит к повышению экономичности и эффективности охлаждения, в частности снижения расхода охлаждающего воздуха на 0,4 %. На данную разработку оформлен патент.

Increase of the cooling air flow through the blade cooling system at the expense of the trailing edge shape modification

Karpov F.V., Nemtyreva I.A.
NPO Saturn, Rybinsk

In this work one of the ways to increase the cooling air flow through the blade cooling system at the cooling air blowing out to the pressure surface in front of the trailing edge at the expense of the edge shape modification is considered. While trimming the trailing edge the blade ring throat section is transferred to the section in front of the cooling air outlet holes. In this situation the gas pressure in this zone is reduced, which ensures increase of the cooling air blowout to the trailing edge, and the gas-dynamic parameters at the delivery point are retained. According to the results of numerical investigations the balance between the cooling air flow increase and simultaneous increase of the gas kinetic energy losses at the trailing edge trace and losses for mixing was found.

In the presented work at the blade design stage the geometry of the section is calculated, the section being located within the zone of the holes for cooling medium outlet and the blade trailing edge in such a way as the section area have a variable flow area increasing to the trailing edge. This geometry of the section does not concern the theoretical profile of the blade airfoil, and therefore has no impact on the flow about the airfoil.

In the course of work it was found that a change of the trailing edge shape, i.e. its cutting or buildup relative to the initial shape, results in creation of conditions for changing the pressure differential within the blade cooling system.

Organization of the required quantity of the cooling air blowout to the trailing edge at the allowable increase of the kinetic energy losses is possible

with the trailing edge modification within the range of $a_{\text{trail. edge}}/a_{\text{th}} \approx 1 \pm 2\%$, where a_{th} is the minimum distance from the suction surface to the pressure surface of the blade (blade throat), $a_{\text{trail. edge}}$ is the minimum distance from the blade suction surface to the modified edge, which is confirmed by the similar investigations and on blades of other turbines.

The numerical investigations were conducted on HPT Stage 1 blade of the E70/8РД engine. Through application of ANSYS CFX 11.0 the task of viscous flow about the airfoil with a section constant in height (successively root, middle and tip) was solved. The calculated models are made in ANSYS ICEM CFD 11.0 software system for unstructured grids generation. For calculations the SST turbulence model was used.

Based on the results of work it was found that modification of the trailing edge within the recommended limits results in increase of the performance and cooling efficiency, particularly reduction of the cooling air flow by 0,4 %. The patent has been filed for this development.

Исследование особенностей проектирования конструкции полый широкохордной лопатки высоконапорной ступени вентилятора ТРДД

Нестеренко В.Г., Пак Йонгин, Строкач Е.А.
МАИ, г. Москва

В настоящее время актуальна задача по возможному уменьшению числа деталей и ступеней компрессора и турбины при проектировании авиационных ВРД, поскольку это существенно сказывается на стоимости их изготовления и ремонта, а также стоимости жизненного цикла всего двигателя. Широкохордные лопатки с высокой степенью повышения давления в одной ступени, порядка 2, 0...2,5, в настоящее время нашли широкое применение в первых ступенях вентиляторов и в компрессоре газогенератора современных и перспективных отечественных и иностранных авиационных ВРД. Однако их проектирование и конструктивный облик в ряде случаев имеет целый ряд особенностей. Прежде всего, это связано с обеспечением прочности и долговечности их профильной части, в том числе и при попадании посторонних предметов на вход в двигатель, поскольку сверхзвуковые профили имеют тонкие, клиновидные входные кромки. При рассмотрении изменения геометрических характеристик профиля по высоте, в такого рода лопатках отмечается существенная разница в размере хорды, которая значительно уменьшает свою величину от периферии к корню, что связано с большим изменением конструктивного угла выхода в его рабочем колесе. Вследствие этого местоположение максимальной величины площади профиля для сплошной лопатки и максимальных напряжений, действующих на перо

лопатки, отличается, и эта разница составляет примерно 20...30% от высоты пера лопатки. Обеспечение прочности пера такого рода широкохордных лопаток вентилятора в настоящее время обеспечивается за счёт проектирования не сплошных, а полых лопаток, при этом внутренняя полость равномерно распределена по всей высоте лопатки. В настоящей работе исследуется полая лопатка, в которой внутренняя полость имеет клиновидную к корневой части форму. Исследованы варианты проектирования вентилятора, состоящего из двух или одной ступени с широкохордной лопаткой. Представлены результаты газодинамических и прочностных расчётов, выполненных по традиционной методике и с использованием комплекса ANSYS. С газодинамической точки зрения наибольший интерес представляют входная часть канала решётки профилей, определяющая расход воздуха через двигатель, и его выходная часть, показывающая отклонение газового угла от конструктивного, который в основном зависит от положения точки отрыва на выпуклой стороне профиля и величины угла поворота газа на профиле. Что касается расчётов на прочность, то во втором расчёте получены локальные величины напряжений, а не их осреднённые значения, соответствующие всему сечению профиля на данном радиусе. Полученные результаты можно рекомендовать для их применения на практике.

Investigation of wide-chord high-pressure fan blade constructive design features

Nesterenko V.G., Park Yongin, Strokach E.A.
MAI, Moscow

Nowadays a goal of possible decrease of details and stages in compressor and turbine of aviation gas-turbine engines is extremely actual, as it significantly tells on their design, production and exploitation costs, therefore on the price of the engine itself. Wide-chord blades with high pressure-extension ratio in a single stage, of order 2, 0 .. 2,5 , have found wide application in modern and perspective domestic and foreign aviation gas-turbine engines gas-generator first stages these days. However, their design and constructive appearance sometimes is dependent on large variety of features. First, this is a question of strength and durability of their profile parts, including such problems as foreign objects ingress, as supersonic profiles have thin, wedge- shape leading edges. When considering the changes of geometrical parameters in the spanwise direction, a significant difference of the chord length can be noticed in this kind of blades, which is shown as a large decrease of the chord size towards the hub from the shroud, while it is associated with a considerable change of the trailing edge exit angle of the rotor blade. Due to that, the maximum profile cross-section area

and maximum stress values differ for the flat blade, and the difference is about 20 – 30 % of the blade height. Strength maintenance of the blade in this kind of wide – chord blades is these days provided by design of hollow blades in spite of flat, while the in-side hollow is uniformly spread along the blade height. In this work a blade with a wedge-shaped towards the hub hollow is examined. Types of fan design, containing one and two stages of wide-chord blades are investigated. Results performed by traditional methods and using commercial products of ANSYS are presented. From the gas – dynamic point of view, the biggest interest places for the research are the leading part of the profiles of the rotor and its trailing part, showing the resulting gas angle deflection from the constructive one, which basically depends on the tear-off point location on the suction side of the blade and size of the angle change through the profile. Presented results can be recommended for usage in engine construction application.

Пути повышения удельных характеристик абляционных импульсных плазменных двигателей

Богатый А.В., Дьяконов Г.А., Нечаев И.Л., Попов Г.А.
МАИ, г. Москва

Малые космические аппараты (МКА) занимают в мире все возрастающую долю рынка передовых технологий в области научных и технологических исследований, а в последнее время также в сфере телекоммуникаций и наблюдения Земли.

В настоящее время, в связи с развитием МКА массой до 600 кг, возникает потребность в высокоэффективных электроракетных двигательных установках (ЭРДУ) малой тяги, сочетающих малую массу и потребляемую мощность с большим ресурсом и суммарным импульсом тяги. Одним из перспективных направлений является создание ЭРДУ на основе абляционных импульсных плазменных двигателей (АИПД). Основными преимуществами АИПД, существенными для применения в двигательных установках (ДУ) МКА малой мощности, являются простота конструкции, низкая стоимость, отсутствие зависимости удельных характеристик от потребляемой мощности.

АИПД является простым по конструкции и принципу действия. В лётном варианте он состоит из блока разрядного канала, ёмкостного накопителя энергии, системы хранения и подачи твёрдого рабочего тела, системы питания и управления, блока иницирования разряда, подводящих шин и др. В НИИ ПМЭ МАИ разработан один из лучших вариантов такого двигателя, обладающий достаточно высокими тягово-энергетическими характеристиками, с системой хранения и подачи

необходимого количества рабочего тела, соответствующего большинству задач, которые ставятся перед двигателями такого класса.

Цель данной работы, заключается в оценке путей улучшения удельных характеристик, таких как удельный импульс тяги и эффективный удельный импульс тяги. Эффективный удельный импульс тяги определяется как отношение суммарного импульса к полной массе ДУ. Таким образом, улучшение удельных характеристик ДУ возможно не только за счёт увеличения скорости истечения, но и за счёт уменьшения её массы. Предложен ряд конструктивных и технологических решений, внедрение которых в уже имеющиеся лёгные образцы может дать значительный эффект с точки зрения повышения характеристик и уменьшения массы и габаритов ДУ.

Данное направление исследований плазменных ускорителей является ещё мало изученным и требует более тщательной экспериментальной и теоретической проработке всех ей направлений и несёт в себе основу для будущих диссертационных и докторских работ.

Ways to increase ablative pulsed plasma thruster specific performance

Bogatyy A.V., D'yakonov G.A., Nechaev I.L., Popov G.A.

MAI, Moscow

Small spacecraft (SSC) occupy the world's ever-increasing market share of advanced technologies in the field of scientific and technological research, and more recently in the field of telecommunications and Earth observation.

Nowadays, with the development of SSC of up to 600 kg in mass, there is a need in the highly efficient electric propulsion systems based on thrusters, which combine low mass and power consumption with long lifetime and total thrust impulse. One promising area is the development of electric propulsion system based on the ablative pulsed plasma thrusters (APPT). The main advantages of the APPT, essential for the use in propulsion systems of low-power SSC are the design simplicity, low cost, and lack of dependence of the specific performance on the power consumption.

APPT is simple in design and operation. Its flight model consists of a discharge channel unit, capacitive energy store, solid propellant storage and feed system, power processing unit, discharge initiation unit, lead wires, etc. One of the best models for such a thruster has been developed at the RIAME MAI, which has high enough thrust and power characteristics and is provided with the system for storing and feeding the required amount of propellant corresponding to the most part of the challenges that are put before the thruster in its class.

The purpose of this paper is to evaluate ways to improve specific characteristics such as the thrust specific impulse and thrust effective specific impulse. Effective specific impulse of thrust is defined as the ratio of the total

impulse to the total mass of propulsion system. Thus, the improvement of the propulsion system specific characteristics is possible not only by increasing the efflux velocity, but also by reducing its mass. A number of design and technological solutions is proposed, the implementation of which in the already available flight models can result in significant effect in terms of improving performance and reducing the mass and overall dimensions of propulsion system.

This work was supported by the grant No. NSh-143.2012.8 of the Russian Federation President for the state support of the leading scientific schools of the Russian Federation, which is gratefully acknowledged.

Исследование влияния геометрии индуктора и формы камеры на характеристики высокочастотного ионного двигателя

Нигматзянов В.В., Семенов В.А., Ситников С.А., Хартов С.А.

МАИ, г. Москва

В последнее время наметились тенденции развития современных и перспективных космических аппаратов (КА): рост энерговооруженности и сроков активного существования; увеличение полезной нагрузки; расширение номенклатуры КА по массе. Для решения большинства задач возникает потребность в создании двигателей нового поколения, отличающихся, в частности, более высоким удельным импульсом, эффективностью и длительным временем активного существования. Решение этих задач возможно при использовании электроракетных двигателей (ЭРД). Одним из таких перспективных ЭРД является высокочастотный ионный двигатель (ВЧ ИД).

Одним из существенных недостатков данного типа ЭРД является высокие значения энергозатрат на ионизацию (порядка 300 эВ) по сравнению с другими типами двигателей применяемых в космосе: ионный двигатель схемы Кауфмана – 180 эВ; СПД – 70 эВ.

Таким образом, встает задача снижения энергозатрат (цены иона) в целях создания конкурентоспособной модели ВЧ ИД для применения в космосе.

Уменьшить энергозатраты можно различными способами:

- изменение варианта намотки индуктора;
- изменение формы камеры;
- комбинирование этих вариантов.

В данной работе представлены некоторые результаты экспериментальных исследований, посвященных уменьшению затрат на ионизацию.

Работа выполнена при поддержке Гранта Правительства Российской Федерации № 11.G34.31.0022 для государственной поддержки научных исследований, проводимых под руководством ведущих ученых в

российских образовательных учреждениях высшего профессионального образования; при государственной поддержке комплексных проектов по созданию высокотехнологичных производств, выполняемых с участием высших учебных заведений по Договору № 02.G25.31.0072

Study for the Influence of the Inductor Geometry and the Chamber Shape on the Radio-Frequency Ion Thruster Characteristics

Nigmatzyanov V.V., Semenov V.A., Sitnikov S.A., Khartov S.A.

MAI, Moscow

The following trends in the modern and advanced spacecraft development were outlined recently: increase in the available electric power; elongation of the active life; growth of the payload mass, and as a result - the expansion of the spacecraft mass range. To solve the main part of problems, it is necessary to develop engines of next generation, differing, in particular, in higher specific impulse, efficiency and long active life. Such problems may be solved by electric thrusters. A Radio-frequency Ion Thruster (RIT) is one of such promising electric thrusters.

One of the most significant disadvantages of RIT is too high energy consumption for ionization in comparison with other ion thrusters used in space (300 eV – RIT; 180 eV – Kaufman-type IT; 70 eV – SPT).

Thus, to create a competitive RIT model for space application, the problem of power consumption (ion cost) reduction must be solved. This can be made in several ways, such as by changing the number and location of inductor turns, changing the chamber shape, or using a combination of these options.

This paper presents some results of experimental studies aimed at the reduction of the power consumption for ionization.

This work was supported by the grant No. NSh-143.2012.8 of the Russian Federation President for the state support of the leading scientific schools of the Russian Federation and by the grant of the Russian Federation Government No. 11.G34.31.0022 for the state support of researches conducted under the supervision of the leading scientists at the Russian educational institutions of the higher professional education, which are gratefully acknowledged.

Теоретическое исследование интенсифицированного теплообмена при турбулентном течении в круглых трубах с турбулизаторами с применением четырёхслойной модели турбулентного пограничного слоя для относительно невысоких выступов

Лобанов И.Е., Низовитин А.А., Парамонов Н.В.

МАИ, г. Москва

В результате применения интенсификации теплообмена может быть достигнуто снижение массогабаритных показателей теплообменных

аппаратов, гидравлических потерь, расходов и температур теплоносителей, в ряде случаев можно снизить температурный уровень поверхности теплообмена при фиксированных режимных и конструктивных характеристиках. Экспериментальные данные по теплообмену справедливы только для определённого вида течений и типоразмеров турбулизаторов, на которых были проведены опытные исследования. Теплообмен при течении в каналах в условиях интенсификации теплообмена моделируется четырёхслойной схемой турбулентного потока, но с условием элиминирования вихревого ядра во впадине. Существующие решения дают заниженные результаты относительно точного решения для низких значений числа Прандтля и завышенные для высоких во всём диапазоне относительных диаметров для труб с турбулизаторами. Для более высоких относительных высот турбулизаторов это расхождение выше при высоких числах Прандтля и ниже — при низких. Результаты расчёта по точным формулам и по существующим формулам в зависимости от относительной высоты между турбулизатором при прочих равных условиях показывает, что их различие может быть довольно значительным. Подробное расчётное исследование теплообмена в трубах с невысокими турбулизаторами посредством точного решения задачи о теплообмене показывает, что средняя погрешность этого расчёта по отношению к эксперименту составляет порядка 5%, в то время как по существующим — более 10%. Следовательно, точные решения гораздо качественнее описывают имеющийся экспериментальный материал. Применение точных решений можно считать оправданным, несмотря на их относительную сложность. Разработана теоретическая модель для расчёта теплообмена при турбулентном течении в каналах в условиях интенсификации теплообмена, отличающаяся от известных моделей более высокой точностью, отсутствием дополнительных допущений, учётом большего числа определяющих параметров. Существующие решения для относительно невысоких выступов могут рассматриваться частным случаем точных. Получены точные решения задачи об интенсифицированном теплообмене для относительно невысоких выступов при данной постановке задачи. Расчётные данные по интенсифицированному теплообмену для относительно невысоких выступов хорошо соответствуют существующим экспериментальным данным, имея гораздо меньшую погрешность по отношению к последним, чем существующие решения.

Theoretical study of intensified heat transfer for turbulent flow in circular tubes with turbulence with the use of four- model of turbulent boundary layer for a relatively low projections

Lobanov I.E., Nizovitin A.A., Paramonov N.V.

MAI, Moscow

As a result of the intensification of heat transfer can be achieved by reducing weight and size of heat exchangers, hydraulic losses, expenses, and water temperature, in some cases, you can reduce the temperature level of the heat transfer surface at a fixed regime and workmanship. The experimental data on heat transfer is only valid for a certain kind of currents and sizes of vortex generators, which have been carried out pilot studies. Heat transfer in a channel in terms of heat transfer is modeled by a four- turbulent flow pattern, but with the condition of elimination of the vortex core in the cavity. Existing solutions give lower results to the exact solutions for low Prandtl number and inflated to high throughout the range of the relative diameters of the pipes with turbulence. For higher heights above the turbulence this discrepancy at high Prandtl and lower - at low temperatures. The results of calculation of the exact formulas and existing formulas, depending on the relative height between the Turbolators *ceteris paribus* shows that their differences can be quite significant. Detailed design study of heat transfer in pipes with low vortex generators through the exact solution of the problem of heat transfer shows that the average error of this calculation with respect to the experiment is of the order of 5%, while for existing - more than 10%. Therefore, the exact solutions are much higher quality describe experimental material. The use of exact solutions can be justified, in spite of their relative complexity. A theoretical model for the calculation of heat transfer in turbulent flow in channels in enhancement of heat transfer, which differs from the known models more accurately, the lack of additional assumptions, taking into account the increasing number of defining parameters. Existing solutions for the relatively low projections can be considered a special case of exact. The exact solutions of the problem of heat transfer to intensify the relatively low projections for a given problem statement. Calculated data on Intensified Heat Transfer for relatively low projections correspond well to the experimental data, with a much smaller error in relation to the latter than the existing solutions.

Автоматизация расчета характеристик лопаток газотурбинного двигателя по электронным моделям в среде NX 7.5

Новиков Д.Ю.

НПО «Сатурн», г. Рыбинск

Одной из наиболее сложных и ответственных деталей газотурбинного двигателя является лопатка. Процесс проектирования новой лопатки и доводки существующей является длительным и включает в себя много этапов. Одним из трудоемких этапов, занимающим много времени и усилий конструктора и требующим постоянной концентрации внимания, является расчет лопатки на прочность по геометрическим данным. Использование на ОАО «НПО «Сатурн» САD-системы NX 7.5 позволяет сократить продолжительность данного этапа в несколько раз, однако, он по-прежнему остается трудоемким и длительным. Автоматизация расчета характеристик лопаток газотурбинного двигателя по электронным моделям в среде NX 7.5 стала возможна за счет использования программы для расчёта статических напряжений в рабочей лопатке турбины и программы расчета геометрических характеристик сечений пера рабочей лопатки, которые позволяют сократить время, затрачиваемое на выполнение этапа расчета характеристик лопаток, в десятки раз, так же при этом уменьшится процент ошибок.

Программы являются приложениями системы NX 7.5 для Windows, введены в эксплуатацию и активно используются конструкторами ОАО «НПО «Сатурн». Обе программы для электронной геометрической модели лопатки выполняют построение секущих плоскостей и формирование таблицы результатов в Microsoft Office Excel 2007. Программа расчета статических напряжений в рабочей лопатке турбины вычисляет характеристики отсеченной части твердого тела и сечения лопатки (объем, радиус центра масс, координаты центра масс для части твердого тела, напряжение и площадь для сечения) и строит графики зависимостей напряжения, площади сечения, координат центра масс по высоте лопатки. Программа расчета геометрических характеристик сечений пера рабочей лопатки вычисляет характеристики сечения лопатки (радиус центра масс, площадь сечения, координаты центра масс, главные моменты инерции, угол поворота главных осей относительно оси вращения) и определяет координаты максимально удаленных точек на пере и ножке лопатки для каждого сечения.

Программы актуальны, используется при проектировании новых лопаток, а также при выполнении поверочных расчетов работающих лопаток. Использование программ сокращает время получения данных примерно в 20 раз и при этом снижается вероятность появления ошибок,

что, в конечном счете, сокращает время общего цикла проектирования или доводки лопатки и снижает ее себестоимость.

Automation of the gas-turbine engine blade characteristics computation using CAD models in NX 7.5 system

Novikov D.Yu.

NPO "Saturn", Rybinsk, Russia

Blades are the most complex and critical components of gas-turbine engines. The processes of the new blade design and reworking of the existing blades are time-consuming and include several stages. Strength analysis of the blade using the geometrical data is one of the labor-intensive stages which consumes much time and effort, requires continuous attention concentration of the designer. Application of CAD system NX 7.5 at NPO Saturn makes it possible to reduce in several times the duration of this stage. However, this process still remains labor-intensive and time-consuming. Automation of the gas-turbine engine blade characteristics computation using CAD models in NX 7.5 system was made possible thanks to application of the program for calculation of static stresses in the turbine blade and the program for calculation of geometric characteristics of blade airfoil sections, which reduce several-fold the time required for the blade characteristics calculation stage, and as well reduce the percentage of errors.

The programs represent CAD system NX 7.5 applications for Windows; they have been introduced and are actively used by NPO Saturn design engineers. Both programs create sectional planes in CAD model of the blade and compile the results table in Microsoft Office Excel 2007. The program for calculation of the turbine blade static stresses computes the characteristics of the cut off portion of the solid and the blade section (volume, center of mass radius, center of mass coordinates for the solid portion, stress and area for the blade section) and plots graphs of stresses, sectional areas, center of mass coordinates depending on the blade height. The program for calculation of geometric characteristics of blade airfoil sections computes the blade sectional characteristics (center of mass radius, section area, center of mass coordinates, principal moments of inertia, main axes rotation angle relative to the centerline) and determines the coordinates of the outermost points on the airfoil and blade foot for each section.

The programs are vital; they are used during new blades design and during check calculations of operating blades. Application of the programs reduce the data acquisition time approximately 20 times; as well, decrease the errors rate, which eventually shorten the total cycle time for blade design or rework and the blade development cost.

**Результаты доводочных испытаний камеры сгорания
перспективного ТРДД в составе пятигорелочного отсека**
Нугуманов А.Д., Сипатов А.М., Булатов А.И., Хрящиков М.С.,
Абрамчук Т.В., Хакимов Р.З., Пеков А.П.
Авиадвигатель, г. Пермь

С 2014 г. вводятся нормы CAEP/8, регламентирующие сокращение эмиссии NOx на 15 % к нормам 2008 г. (или на 50 % к нормам 1986 г.). Планируется дальнейшее ужесточение международных норм (целевой технологический уровень) к 2020 г. по параметру ПНОх на 45 %, а к 2030 г. – на 60 % по отношению к нормам 2008 г.

Обеспечение перспективных норм по эмиссии вредных выбросов возможно только при условии использования новых малоэмиссионных технологий сжигания топлива и их отработки на специальных испытательных стендах с высокими параметрами. ОАО «Авиадвигатель» обладает стендом с возможностью обеспечения высоких параметров ($P = 22 \text{ кгс/см}^2$, $T = 550 \text{ }^\circ\text{C}$, $G_v = 3,5 \text{ кг/с}$) при доводочных испытаниях КС в составе отсека.

Для проведения доводочных испытаний КС перспективного ТРДД создан специальный пятигорелочный отсек, представляющий собой сектор полноразмерной кольцевой КС перспективного ТРДД.

Для определения конструктивных вариантов, позволяющих обеспечить снижение эмиссии вредных веществ, в коммерческом пакете ANSYS CFX выполнены трехмерные газодинамические расчеты для сектора камеры сгорания 45° .

На основании расчетов и конструкторской проработки для улучшения характеристик базового варианта КС перспективного ТРДД выбраны и изготовлены конструктивные элементы камеры сгорания, которые можно устанавливать в пятигорелочный отсек по модульному принципу. В частности, имеется возможность проведения испытаний камеры сгорания с различными комбинациями фронтального устройства, форсунок, стенок жаровой трубы.

В настоящее время проходит цикл сравнительных испытаний конструктивных вариантов КС в составе пятигорелочного отсека на стенде с высокими параметрами, показавших в расчете наиболее хорошие результаты по уровню эмиссии (всего 24 варианта). В ходе испытаний оцениваются эмиссионные характеристики, поля температуры на выходе из КС, потери полного давления в камере сгорания, пусковые и срывные характеристики КС на режимах 0,07; 0,3; 0,7; 0,85 от взлетного. Основным доводочным параметром при сравнительных испытаниях вариантов конструкций КС является эмиссия NOx. В результате проведенного объема работ по сравнительному исследованию 4-х конструктивных вариантов выявлен

20 % запас по эмиссии NO_x относительно базового варианта КС при сохранении основных характеристик (пусковые, срывные, поля температур на выходе из КС, эмиссия CO, CH).

В докладе приводятся результаты проведенных в ОАО «Авиадвигатель» расчетных и экспериментальных исследований конструктивных вариантов камер сгорания перспективного ТРДД, направленные на обеспечение минимальных концентраций выбросов вредных веществ. Запланированный цикл испытаний позволит выполнить верификацию математических моделей, применяемых для расчета эмиссии вредных веществ кольцевой керосиновоздушной камеры сгорания.

Гражданская Авиация. Нормы ИКАО (ICAO).

Advanced Turbofan Combustor Development Test Results (5-modular rig configuration)

Nugumanov A.D., Sipatov A.M., Bulatov A.I., Khryashikov M.S.,
Abramchuk T.V., Hakimov R.Z., Pekov A.P.
Aviadvigatel OJSC, Perm

In 2014 a new CAEP/8 restriction will be introduced which stipulates NO_x limitation by 15% relative to 2008 (or by 50% relative to 1986). Further tightening of international restrictions is planned (Goal Technology Level) by 2020 in terms of P_{NO_x} parameter by 45%, and by 60% by 2030 compared to those in 2008.

To meet the advanced emission restrictions is possible only providing that new DLN fuel combustion technologies are used and matured on specific test rigs with “high” parameters. AVI has a rig that can provide "high" parameters (P = 22 kgf/cm², T = 550 °C, G_{air} = 3,5 kg/s) during combustor rig development test.

To carry out development tests for advanced turbofan combustor a specific 5-modular rig was designed that is represented by a full-size annular chamber of the advanced turbofan engine.

To determine design solutions enabling lower emission 3D CFD analysis was performed in ANSYS CFX for 45° combustor sector.

Based on the analysis and design study, combustor structural components, which can be installed in the 5-m rig using modular principle, were selected and fabricated to enhance baseline combustor design characteristics for the advanced turbofan. Particularly, it's possible to carry out combustor testing using various combinations of the dome, fuel nozzles and liner walls.

Currently, a cycle of comparative tests is on within 5-m rig with “high” parameters for those combustor configurations (totally 24) that showed good emission results during the analysis. During tests the following is evaluated: emission values, temperature patterns at combustor exit, total pressure losses

in combustor, start and blow-out combustor characteristics at 0,07; 0,3; 0,7; 0,85 from take-off. Main development parameter in comparison testing of combustor configurations is NO_x emission. As a result of the comparison study of 4 configurations 20% NO_x margin was discovered relative to baseline combustor configuration providing that major characteristics (start, blow-out, temperature pattern at combustor exit, CO, CH emission) remained the same.

The report indicates the results of analytical and experimental study of the advanced turbofan combustor configurations carried out in AVI focused to ensure minimum pollutants concentrations. The scheduled test cycle will allow to verify math models used to analyse emission in annular kerosene/air combustor.

Civil Aviation. ICAO Restrictions

Высокотемпературный тепломассообмен и горение капель парафинов

Орловская С.Г.¹, Калинин В.В.¹, Каримова Ф.Ф.¹, Шкоропадо М.С.¹,
Черняк В.Я.², Вергун Л.Ю.²

¹ОНУ, г. Одесса, Украина; ²КНУ им. Т. Шевченко, г. Киев, Украина

Сохранение окружающей среды является приоритетным направлением развития, поэтому конкурентоспособность разрабатываемых технологий в значительной мере определяется их экологической безопасностью. Актуальной задачей аэрокосмической отрасли является разработка экологически чистых и эффективных топливных составов, например, на основе парафина, которые обеспечивают достаточно высокий удельный импульс. Высокая скорость регрессии обусловлена особенностями тепломассообмена в камере сгорания: поверхностный слой топлива плавится под действием потока тепла из зоны реакции и распыляется потоком газообразного окислителя. Образующиеся при этом капли быстро сгорают в потоке. Таким образом, целью данной работы является изучение характеристик горения капель парафинового топлива на основе н-октадекана (C₁₈H₃₈) и н-докозана (C₂₂H₄₆).

Экспериментально были изучены характеристики горения отдельных капель указанных алканов. Для выяснения взаимодействия капель исследованы системы капель, расположенных на определенном расстоянии вдоль горизонтальной либо вертикальной оси. Для изучения как медленных, так и быстропротекающих процессов был сконструирован стенд с использованием видеомикроскопии и системой непрерывной регистрации капель. Были определены следующие характеристики горения: время зажигания и время горения капель,

скорость горения, геометрические размеры капель и их пламени в процессе горения.

В результате исследований установлено, что скорость горения одиночных капель октадекана выше, чем докозана. Константа скорости горения капель октадекана в 1.5 раз больше константы скорости горения капель докозана таких же размеров.

В системе из двух капель парафина нижнюю каплю поджигали от внешнего источника и изучали воспламенение верхней. В зависимости от межкапельного расстояния, верхняя капля попадала в зону факела нижней, либо воспламенялась за счет конвективного нагрева. Таким образом, либо формировалось общее пламя, либо капли горели отдельно. Установлено, что высота общего факела двух капель октадекана может в два раза превышать высоту пламени капель докозана. Найдено, что в зависимости от расстояния между каплями, значения констант скорости горения указанных алканов лежат в интервале $1,4 \div 2,5 \text{ мм}^2/\text{с}$. Определены значения межкапельного расстояния, при которых не происходит распространение пламени. Установлено, что для докозана это расстояние несколько меньше, чем для октадекана.

High temperature heat and mass transfer and combustion of particles paraffin

Orlovskaya S.G.¹, Kalinchak V.V.¹, Karimova F.F.¹, Shkoropado M.S.¹,
Chernyak V.Ya.², Vergun L.Yu.²

¹Odessa National I.I. Mechnikov University, Odessa, Ukraine

²Kiev National T. Shevchenko University, Kiev, Ukraine

Conservation of the environment is the top priority nowadays. So the environmental safety is a requirement for new goods and technologies to be competitive. Thus a development of ecologically friendly and safe propellants is actual problem. A paraffin-based fuel is very promising because it is clear (combustion products – water vapor and carbon dioxide) and provide sufficiently high specific impulse. High regression rate of paraffin-based fuel is caused by peculiarities of heat and mass transfer in combustion chamber of hybrid rocket. The fuel surface layer is heated up its melting point by heat flux from combustion zone, then a liquid fuel is dispersed by high speed oxidizer flow, as a result the entrained droplets quickly burn out in gaseous oxidizer. Thus the aim of this study is to determine burning characteristics of n-Octadecane ($C_{18}H_{38}$) and n-Docosane ($C_{22}H_{46}$), because there is a lack of experimental data on combustion of alkanes with the number of carbon atoms greater than 16.

To investigate both slow and high-speed processes a special experimental setup was built which included video microscopy and continuous record

system. The burning rates constants of the alkane's single droplets are defined. Flame propagation in linear droplets array is studied: two droplets are placed at determined distance along horizontal or vertical axis. The main burning characteristics are defined: the second droplet ignition delay versus interdroplet distance, droplet burning time, burning droplet diameter and flame height histories.

It is found that combustion rate of Octadecane droplet exceeds 1.5 times that of Docosane droplet of the same diameter. A droplet-to-droplet flame propagation process is studied in two droplets array. The lower droplet is ignited by electric spark and upper droplet ignition is studied at different inter-droplets distances. The upper droplet is occurred either inside the lower droplet flame or outside it. In the first case a common flame is formed, in the second case the upper droplet is ignited owing to convective heat transfer, and then the droplets burn separately. It is found that the common flame of Octadecane droplets is twofold higher than common flame of Docosane droplets. It is found that burning rate constants of these alkanes vary in the range $1.4\div 2.5 \text{ mm}^2/\text{s}$ depending on the interdroplets spacing. The limiting values of interdroplets distance are determined at which a flame spreading is still possible. This limiting distance is smaller in case of Docosane droplets.

Математическое моделирование теплообмена в трубах с шероховатыми стенками на базе принципа суперпозиции полной вязкости

Лобанов И.Е., Низовитин А.А., Парамонов Н.В.
МАИ, г. Москва

Разработана методика теоретического расчётного детерминирования теплообмена для круглых труб с шероховатыми стенками на основе принципа суперпозиции полной вязкости в турбулентном слое, преимущественно отличающаяся от существующих теорий. Полученные результаты расчёта для расширенного диапазона определяющих параметров, существенно отличающиеся от данных для круглых труб с турбулизаторами, указывают на уровень интенсификации теплообмена. Для малых и средних высот шероховатости теоретические значения теплообмена в шероховатых трубах примерно соответствуют эмпирическим значениям — при дальнейшем увеличении относительной высоты шероховатости теоретические значения преимущественно отличаются от эмпирических значений, в том числе, при очень высоких числах Рейнольдса. Теоретические решения, полученные в данном исследовании, показали, что в увеличение расчённых значений теплообмена для труб с очень большими значениями относительной шероховатости существенный вклад даёт как увеличение относительной высоты шероховатости, так и увеличение числа

Рейнольдса. Анализ расчётных значений теплообмена в шероховатых трубах с аналогичными экспериментальными значениями для труб с периодическими поперечно расположенными турбулизаторами потока показал, что в шероховатых очень больших относительных высот шероховатости теплообмен всегда ниже, чем для труб с турбулизаторами при прочих равных условиях, а для малых, средних и больших относительных высот найдены границы их приблизительного соответствия при прочих равных условиях: чем меньше число Рейнольдса, тем больше должен быть относительных шаг между турбулизаторами. Главное преимущество решений, полученных по разработанной теории по сравнению с эмпирическими зависимостями заключается в том, что они позволяют рассчитать теплообмен в шероховатых трубах в случае больших и очень больших относительных высот выступов шероховатости в том числе и для больших чисел Рейнольдса, что характерно, например, для труб малых диаметров. Полученные результаты расчёта теплообмена для круглых шероховатых труб для расширенного диапазона определяющих параметров, существенно отличающиеся от соответствующих данных для круглых труб с турбулизаторами, косвенным образом указывают на уровень интенсификации теплообмена за счёт использования шероховатых труб вместо гладких.

Mathematical modeling of heat transfer in tubes with rough walls, on the basis of the principle of superposition full viscosity

Lobanov I.E., Nizovitin A.A., Paramonov N.V.

MAI, Moscow

The technique of the theoretical calculation of determinacy exchange for round tubes with rough walls on the basis of the principle of superposition full viscosity in the turbulent layer, mainly differs from existing theories. The results of calculation for the extended range of the governing parameters that are significantly different from those for round tubes with turbulence, indicate the level of heat transfer. For small and medium altitudes roughness theoretical values of heat transfer in rough pipes roughly correspond to empirical values - with a further increase of the relative roughness height predominantly theoretical values differ from the empirical values, including those at very high Reynolds numbers. The theoretical solutions obtained in this study showed that the increase in transactional values for heat transfer tubes with very high values of the relative roughness makes a significant contribution to the increase in the height of roughness and an increase in the Reynolds number. Analysis of the calculated values of heat transfer in rough pipes with similar experimental values for tubes with periodic cross- flow vortex generators located showed that in rough very large relative roughness

heights heat is always lower than for tubes with turbulence, *ceteris paribus*, and for small, medium and large relative heights of the border found their approximate match, *ceteris paribus*: the smaller the Reynolds number, the greater must be the relative spacing between the vortex generators. The main advantage of the solutions obtained according to the theory developed in comparison with empirical dependencies is that they allow to calculate the heat transfer in rough pipes in the case of large or very large relative roughness heights including for high Reynolds numbers, as is typical, for example, small diameter pipes. The results of heat transfer calculation for round rough pipes for an extended range of characteristic parameters that are significantly different from the corresponding data for round tubes with turbulence, indirectly indicate the level of heat transfer through the use of rough pipes instead of smooth.

Диагностирование авиационных ГТД по параметрам ультразвуковой вибрации

Петров А.И.

СПбГУ ГА, г. Санкт-Петербург

В авиации накоплен большой опыт вибрационного диагностирования технического состояния роторных узлов по среднеквадратичным значениям виброскорости на частотах их вращения. Но для выявления дефектов на ранних стадиях их развития, с применением вибрационных параметров, этого недостаточно.

Известно, что из-за неоднородности облоочки корпуса и степени близости узлов, являющихся источниками вибрации, на средних и высоких частотах распределение вибрации вдоль корпусных конструкций неравномерно, что происходит вследствие влияния быстрого затухания колебаний.

Таким образом можно сделать вывод о потенциальном преимуществе использования ультразвука (от 20 кГц до 50 кГц) в интересах вибрационного диагностирования, по сравнению с диапазоном низких и средних частот, в котором имеется сильное влияние резонансных характеристик конструкций, что отрицательно сказывается на уровень информативности вибрационных параметров.

Кроме этого, при комплексном подходе, совместно со спектральным анализом, возможно выполнение пространственного разделения дефектных узлов. В качестве достоинства можно также учитывать тот факт, что вибродиагностический метод производится «безразборно» в рабочих режимах.

Современные вибродиагностические приборы в сочетании с новейшими вибродатчиками на основе оптического квантового генератора позволяют использовать мощный потенциал узкополосного

спектрального анализа прямого и преобразованного сигналов для выявления признаков зарождения и развития дефектов узлов машин и механизмов.

Измерение ультразвуковых параметров вибрации с помощью бесконтактного лазерного вибропреобразователя обусловлено и удобством использования данного метода в виду оперативности получения полезной информации для оценки технического состояния.

Использование данного метода позволит:

- Повысить безопасность полетов воздушных судов за счет введения оперативного предполетного и послеполетного контроля состояния двигателей и других механизмов в наземных условиях;
- Выполнять контроль качества изготовления и ремонта двигателей ВС в заводских условиях;
- Уменьшить финансовые затраты на оценку технического состояния, а также при планировании замены дефектных узлов.

Diagnosis of gas turbine engines by parameters of ultrasonic vibration

Petrov A.I.

SPSU CA, Saint Petersburg

Extensive experience in vibration diagnostic accumulated in aviation to determinate technical state of the rotor units by RMS values of vibration. But it is not enough for the detection of defects in early stages of their development with the use of vibration parameters.

Due to inhomogeneity of the shell and the closeness of sources of vibration at medium and high frequencies distribution of vibration along the structure of hull unevenly. This occurs due to rapid damping of the oscillations.

Based on these facts it can be concluded about potential advantages of using the ultrasonic vibration (20 kHz to 50 kHz) for the benefit of vibration diagnostic in comparison with ranges of low and medium frequencies of fluctuation which have a strong influence of the resonances of the that affects on the level of informative value of the vibration parameters.

Furthermore used in combination with spectral analysis it becomes possible to spatial detection of the defect units. Also as advantages can be considered the fact that the method of vibration diagnostic performed in the operating modes without dismantling.

Using the modern methods of vibrodiagnostic in combination with the latest vibration sensors based on optical maser can use the powerful potential of narrow-band spectral analysis of the direct and the converted signals to detect nucleation defect.

Measurement of ultrasonic vibration parameters using a non-contact laser and vibration transducer is associated also with the convenience of using this

method in mind the efficiency of obtaining useful information to evaluate the technical condition.

By using this complex method of vibration diagnostic can be achieved:

Improve the safety of aircraft operations through the introduction of preflight and post-flight operative monitoring of engines and other mechanisms in ground conditions;

Perform quality control of the manufacture and repair of aircraft engines in the factory;

Reduce the financial cost of the assessment of the technical condition, as well as planning the replacement of defective components.

Методы расчета и испытания пульсирующих детонационных двигателей

Поршнеv В.А.

КБ Электроприбор, г. Саратов

Целью данной работы являлась разработка методов расчета и испытаний пульсирующих детонационных двигателей (ПДД) на газозводушных смесях с использованием электроискровой системы инициирования. Первым этапом разработки являлись теоретические исследования изохорного термодинамического процесса:

- сравнительный анализ процессов горения и детонации, анализ физических процессов, протекающих в детонационной камере. При этом разработаны:

- теоретико-экспериментальная методика расчета основных параметров ПДД; математическая модель детонационных процессов, протекающих в детонационной камере с диффузором и эжектором; методы расчета основных параметров ПДД с использованием результатов вычислительного эксперимента; методика измерения импульса тяги единичного детонационного процесса;

- проведен вычислительный эксперимент по исследованию детонационного процесса;

- проведены исследования по созданию бортовых твердотопливных генераторов газообразного горючего для детонирующих смесей.

Вторым этапом данной работы являлось проведение натурального эксперимента посредством огневых испытаний демонстраторов ПДД.

В процессе проведения данного этапа разработаны и изготовлены огневой стенд и два демонстратора ПДД различных конструкций.

Также проведены экспериментальные исследования демонстратора ПДД с выходными устройствами – диффузором и эжектором и демонстратора прямоточного ПДД для сверхзвуковых летательных аппаратов с числом Маха от трех до шести.

В результате теоретических и экспериментальных исследований разработаны: математическая модель детонационного процесса; методики расчета основных параметров ПДД и измерения импульса тяги единичного детонационного процесса; разработаны и изготовлены: огневой стенд, демонстраторы ПДД;

- получены результаты, определяющие влияние частоты следования детонационных процессов, геометрических параметров детонационной камеры, диффузора и эжектора на величину тяговых характеристик ПДД.

Pulse detonation engines calculation and testing methods

Porshnev V.A.

JSC «KB Elektropribor», Saratov

The aim of this work was development of calculating and test methods for the pulse detonation engines (PDE) with the air-gas mixes using an electric spark initiation system. The first step in the development was a theoretical study of isochoric thermodynamic process:

- comparative analysis of combustion and detonation, the analysis of the physical processes occurring in the detonation chamber. Thus developed:

- theoretical-experimental method of the PDE basic parameters calculating; mathematical model of detonation processes in the detonation chamber with a diffuser and ejector; the PDE basic parameters calculating methods using the computer simulation results; measuring method of single detonation process traction impulse;

- computing experiment on research of detonation process is made;

- researches on creation of onboard solid propellant generators of gaseous fuel for detonating mixes are conducted.

The second stage of this work was carrying out natural experiment by means of PDE demonstrators fire testing. In the course of carrying out this stage are designed and manufactured the fire stand and two different designs PDE demonstrators.

Pilot researches of the PDE demonstrator with output devices – a diffuser and the ejector and the direct-flow PDE demonstrator for supersonic aircrafts with Mach number from three to six are also conducted.

As a result of theoretical and pilot studies are developed: mathematical model of detonation process; calculation methods of PDE key parameters and measurement of single detonation process traction impulse; developed and produced: fire stand, PDE demonstrators;

- obtained results that determine the influence of the detonation processes repetition rate, the geometric parameters of the detonation chamber, the diffuser and the ejector on the value of PDE traction characteristics.

Вывод соотношений, определяющих условия возникновения флаттера компрессора авиационного газотурбинного двигателя

Посадов В.В.¹, Ремизов А.Е.², Посадов В.В.(мл.)¹

¹НПО «Сатурн», ²РГАТУ, г. Рыбинск

Одним из основных требований, предъявляемых к современным авиационным газотурбинным двигателям, является получение максимальных удельных параметров, что приводит к необходимости снижения его массы. В практике авиационного двигателестроения флаттер консольных лопаток не допускается, а утонение полотен дисков компрессоров и переход на беззамковые рабочие колеса, исключаящее конструкционное демпфирование, делают проблему его исследований особенно актуальной.

Существенными для устойчивости к флаттеру являются различия в геометрии профильных сечений и кинематике потока по высоте лопатки, сложность собственных форм колебаний лопатки, изменяющихся в зависимости от частоты вращения колеса. Кроме того, граница устойчивости зависит от скоростного напора, отнесенного к жесткости лопатки.

На основе уравнения движения решетки профилей с малой динамической неоднородностью и, исходя из условия баланса работ на границе устойчивости, были получены соотношения для определения частоты возникновения флаттера, учитывающие массы и собственные жесткости профилей решетки, плотность и скорость набегающего воздушного потока, амплитуды колебания профилей, а также механическую и аэродинамическую связанность лопаток.

Лопаточный венец представлен в виде решетки эквивалентных профилей, совершающих колебания по изгибно-крутильным формам. Действующие при обтекании потоком профилей стационарные и нестационарные аэродинамические силы и моменты инерции учитываются в виде коэффициентов в направлении осей. Из-за малого влияния удаленных профилей на аэродинамические силы, в модели рассматриваются три соседних профиля. Зависимости, характеризующие механическую связанность профилей лопаток, в общем случае приняты различными.

Расчетная проверка показала, что в целом выведенные соотношения адекватно отражают физические процессы, происходящие при возникновении флаттера. Дальнейшее усовершенствование модели связано с учетом других существенных факторов при оценке устойчивости лопаток с большей изогнутостью, определением характера распределения суммарной работы аэродинамических сил по радиусу колеса, оценкой дестабилизирующего влияния соседних лопаток.

Математическое моделирование, не смотря на широкие возможности, позволяет получить лишь предварительную информацию по устойчивости компрессора газотурбинного двигателя к флаттеру. Для решения проблемы требуется инженерный анализ, расчет и эксперимент в нужном сочетании, поэтому выведенные соотношения требуют экспериментальной проверки.

Gas turbine engine compressor's flutter initiation conditions. Derivation of relations determining such conditions.

Posadov V.V.¹, Remizov A.E.², Posadov V.V. (jr.)¹

¹NPO "Saturn", ²RSATU, Rybinsk

One of the main requirements imposed to modern aircraft gas turbine engines is to obtain maximal specific parameters. This requirement is the main reason to reduce the engine weight. Practice of aerospace propulsion engineering does not allow flutter of unshrouded blades. Thickness reduction of compressor disks' bodies and transfer for blisks (bladed disks), eliminating structural damping, makes the issue of flutter investigation very actual.

Differences in profile sections geometry and in flow kinematics throughout airfoil height, complexity of blades' natural modes, which differs from bladed wheel speed, are very important to assure nonsusceptibility for flutter. Also stability limits envelope depends on relation between impact air pressure and blade rigidness.

Based on motion equation for airfoil row with low dynamical inhomogeneity and based on work equilibrium criterion at stability limit the relations for determining of flutter initiation frequency were derived. These relations take into consideration masses and inherent rigidness of airfoils in the row, density and velocity of air flow, airfoils oscillation amplitudes, and also mechanical and aerodynamic blades connectivity.

Blade row is considered as a row of equivalent profiles, which oscillate in flexural-and-torsional forms. Stationary and unsteady aerodynamic forces, acting at flow passing through the profile row, are taken into consideration in form of axes directions coefficients. As remote profiles affect on aerodynamic forces in very little extent, the mathematical model take into account only three adjacent profiles. Dependencies, which describe mechanical connectivity of blade profiles, are different in general case.

Calculation check shows that in general derived relations reflect adequately physical processes, which take place during flutter initiation. Further improvement of model is connected with consideration of other substantial factors in flutter nonsusceptibility assessment of airfoils with high camber, with determining of type of aerodynamic forces' total work distribution throughout the wheel radius, with assessment of destabilizing affect of adjacent airfoils.

Using mathematic simulation (despite its high potential) it's possible to receive only preliminary information of gas turbine engine compressor nonsusceptibility for flutter. In order to receive total issue fixing, it is necessary to perform engineering analysis, calculation and experiments in proper combination, therefore derived relations need to be confirmed by experimental testing.

Разработка технологии безотходной эксплуатации автономных энергоустановок с алюминием в качестве энергоносителя

Окорокова Н.С., Пушкин К.В., Севрук С.Д., Суворова Е.В.,
Фармаковская А.А.
МАИ, г. Москва

В современных условиях важными проблемами авиационной и космической техники, являются упрощение и удешевление её эксплуатации, обеспечение экологической чистоты применяемых энергоустановок (ЭУ), их безопасности и надежности.

Электрохимическая система, в которой алюминий выступает в качестве горючего и кислород как окислитель, позволяет достичь в ЭУ на ее основе значений удельной энергии по массе 900...1440 кДж/кг (250...400 Вт*час/кг), что более чем на порядок превышает таковую для традиционных систем.

При работе воздушно-алюминиевых (ВА) ХИТ расходуются алюминий, кислород и вода, запасы которых в природе практически не ограничены. После израсходования заложенных в ХИТ компонентов легко осуществляется его перезаряд в отсутствии энергосети путем механической замены рабочих тел.

Для снижения себестоимости и обеспечения ресурсосберегающей технологии эксплуатации ВА ХИТ и ЭУ на их основе первостепенное значение приобретает организация утилизации продуктов реакции и регенерации рабочих тел – алюминия и щелочи. Для разработки технологических рекомендаций по утилизации гидроксида алюминия нами были проведены исследования по выявлению областей и масштабов использования и потенциальных потребителей $Al(OH)_3$, который является уникальнейшим в своём роде продуктом, который может быть восстановлен до исходного алюминия, что обеспечивает замкнутый ресурсосберегающий цикл эксплуатации ВА ХИТ, и имеет самостоятельную коммерческую ценность. При утилизации твердых продуктов реакции ВА ХИТ фильтраты, получаемые после отделения $Al(OH)_3$, целесообразно использовать для регенерации исходных щелочных электролитов.

На основании вышесказанного нами была разработана принципиальная технологическая схема переработки отработанных

электролитов, в которой предусматриваются три различных пути (ветви) его дальнейшей переработки в зависимости от исходного состава компонентов и в соответствии с различными областями использования $\text{Al}(\text{OH})_3$ для металлургических и неметаллургических целей. Выбор направлений переработки продуктов реакции ЭУ с ВА ХИТ, их соотношения и производительности технологических процессов на отдельных стадиях этих направлений в дальнейшем может быть сделан только на основе экономического анализа и определяется конъюнктурой рынка с учетом объемов производства ЭУ и способа организации их эксплуатации и обслуживания.

The development of waste-free technology of the operation for independent power plants with the aluminum as the energy carrier

Okorokova N.S., Pushkin K.V., Sevruck S.D., Suvorova E.V.,
Farmakovskaya A.A.
MAI, Moscow

At present the important problems of the aviation and aerospace industry are the simplification and reducing the cost of its operation, ecological clean of using power plants (PP) and its safety and reliability.

The Aluminum-air (AA) electrochemical system (where the aluminum acts as fuel and oxygen acts as an oxidizer) allows to reach the following value of the energy density 900...1440 kJ/kg (250...400 Wh/kg) in such PP. That is 10 times more then in the traditional electrochemical systems.

Aluminum, oxygen and water are consumed with the laps of operating time in AA PP. But the reserves of its chemical elements are almost limitless. When these components are consumed in the AA PP it is easily to recharge them via mechanical changing.

One of the main problems of the AA PP are how to organize the utilization of the reaction products and regenerating cycle of the working components (aluminum and alkali solution) with subject of decrease the cost and to create resource-saving technology of operating the AA PP. For developing the technological recommendations of utilization the aluminum hydroxide $\text{Al}(\text{OH})_3$ we carried out the research where we detected the sphere of usage and the futures consumers of $\text{Al}(\text{OH})_3$. The aluminum hydroxide is the unique product and could be regenerated to the original aluminum. It could provide the closed resource-saving operation cycle of the AA PP. Besides $\text{Al}(\text{OH})_3$ it has commercial value also. The filtrates are derivable after the utilization of the solid reacting products it is reasonable to use for regeneration the original alkali solutions.

We developed the basic technological map of the used electrolytes processing which include three different branches of this process. It depends on the original contents of the electrolytes and on the different ways of using

the aluminum hydroxide (for metallurgical or non-metallurgical subjects). The choice of the processing way of the AA PP's reaction products can be done only by the economic analysis of the market.

Исследование параметров, характеристик и конструктивных схем модулей силовых установок авиационных ВРД

Родителей В.И., Нестеренко В.Г.

МАИ, Москва

Для получения высоких эксплуатационных характеристик и уменьшения стоимости жизненного цикла авиационных ВРД необходимо дальнейшее совершенствование методологии их проектирования и доводки, создание научно-технического задела, способствующего разработке СУ с ВРД нового поколения, отличающихся повышенной технико-экономической эффективностью и более совершенной конструкцией. В технических заданиях на проектирование всех отечественных и иностранных ВРД указывается требование к обеспечению модульности конструкции, которая позволяет, в процессе эксплуатации, заменять повреждённые модули на новые без отправки двигателя на капитальный ремонт на предприятие изготовитель. Техническая реализация этой возможности связана с целым комплексом мероприятий и, главное, определяется возможностями разборки узлов двигателя «на крыле», «под крылом», или в ремонтной организации, оборудованной всеми необходимыми приспособлениями для их дефектации и замены. Эта работа требует высокой квалификации специалистов, занимающихся заменой модулей, поэтому они должны предварительно пройти подготовку и получить сертификат от предприятия изготовителя на право их выполнения. Каждому модулю двигателя должны быть установлены индивидуальные ресурсы, что не препятствует сохранению существующей в настоящее время системы эксплуатации «по состоянию». В данной работе представлены результаты исследования возможности замены модулей горячей части газогенераторов ВРД без разборки всей хвостовой части двигателя, узлов статора и ротора, препятствующих их снятию в условиях эксплуатации. Для этой цели необходимо обеспечить соответствующий доступ к двигателю на ЛА, как это реализовано, например, на французском истребителе Рафаль, обвязка двигателя не должна мешать его разборке в месте установки камеры сгорания и турбины, для чего наружный корпус ТРДД и корпуса горячей части газогенератора должны иметь долевыe разъёмы и т.д. Необходимо ввести дополнительные элементы конструкции, обеспечивающие соосность роторов и центровку корпусов заменяемых модулей. Проведенное исследование включает: патентный поиск конструктивных

аналогов и прототипов; рассмотрение и анализ особенностей конструктивных схем и конструкции узлов современных отечественных и иностранных модульных ВРД; исследование требований к точности изготовления стыковочных поверхностей отдельных взаимозаменяемых узлов; рассмотрение перечня технологической оснастки, разрабатываемой проектировщиком и поставляемой предприятием изготовителем в эксплуатирующую организацию, диагностического оборудования, необходимого для дефектации и определения технического состояния заменяемых модулей и т.д. В заключение представлены рекомендации по разукрупнению газогенератора ВРД на отдельные модули.

Research of parameters/characteristics and design schemes for modules of powerplants of aviation gas-turbine engines (GTE)

Roditelev V.I., Nesterenko V.G.
MAI, Moscow

To obtain high operating characteristics and decrease the life cycle costs of aviation gas-turbine engines (further referred to as GTE), it is hereafter required to improve the methodology of their designing and debugging, create the technology advance which promotes the development of PP with GTE of a new generation. These GTE are remarkable for their enhanced technical and economic efficiency and better design. The requirement to provide design modularity is specified in technical design assignments of all domestic and foreign GTE. In operation the design modularity allows us to replace broken modules by the new ones without dispatching an engine for overhaul to a manufacturer. Technical implementation of this opportunity is connected with the whole package of measures and, what is important, is defined by the possibilities of disassembling the engine blocks over the wing, under the wing or in the repair shop equipped with all the necessary devices to determine the repair of blocks and replace them. The specialists engaged in replacement of modules and having high levels of qualifications are required to perform these activities. That is why, prior to work they will have to pass a special training course and receive the certificate which grants a right to fulfill these activities. Each engine module should be assigned individual life times. This principle does not violate the system of «on condition» operation, which exists at present. The research results of the possibility to replace modules of the hot section of GTE gas generators are given in this work. At that the replacement of these modules is examined without disassembling the whole engine tail-end, stator and rotor blocks, which impede the removal of modules in operating conditions. To replace these modules, a respective access to an engine within an aircraft should be provided as, for example, it has been implemented within Rafale fighter aircraft (France) - engine pipings

should not hamper disassembling an engine at the installation place of a combustion chamber and turbine for which purpose the external body of a turbo-fan engine (further referred to as TFE) and hot section bodies of a gas generator should have longitudinal interfaces and etc. It is required to incorporate additional design elements so as to provide the rotors concentricity and bodies alignment of modules to be replaced. The completed research includes the following:

- patent search of prototypes and devices identical in design;
- studying and analyzing the peculiarities of design schemes and subassemblies designs of up-to-date domestic and foreign modular GTE;
- research of requirements to accuracy in manufacturing the mating faces of separate interchangeable subassemblies;
- considering the list of production tooling to be developed by a designer and to be supplied to an operating organization by a manufacturer, of diagnostic equipment necessary for determination of repair and technical state of modules to be replaced and etc.

In conclusion findings and recommendations on how to break down GTE gas generator into separate modules are given.

Уточнение формулы расчета контактной жесткости роликподшипников

Ромашин Ю.С.¹, Кутаков М.Н.¹, Дегтярев С.А.²
¹МАИ, г. Москва, ²Альфа-Транзит, г. Химки

При моделировании роторных систем (двигателей, энергетических установок, компрессоров, редукторов и т.д.) с целью изучения частотных характеристик, необходимо иметь максимально точные значения жесткостных характеристик опор ротора. Для этого необходимо учитывать влияние жесткостных характеристик подшипников. Такая возможность имеется в различных программных пакетах, например “DYNAMICS R4”.

Основной характеристикой подшипника при динамическом анализе является его жесткость, которая определяется контактным взаимодействием между телами качения и беговыми дорожками. Деформации при таком взаимодействии характеризуют контактную жесткость. Для решения контактной задачи в роликподшипнике часто используется формула, предложенная в 1966 году Тедриком Харрисом (Tedric A. Harris).

В этой формуле присутствует некая константа, полученная эмпирически. В целях уточнения данной константы была проведена серия МКЭ-расчетов контакта стального цилиндра и плоской стальной поверхности, имитирующего поведение нагруженного ролика в

подшипнике. Полученные результаты отличаются от результатов аналитического решения.

Расхождения в результатах для ролика длиной 5мм составляют ~12%. Для меньших длин погрешность растёт, для больших – уменьшается. При длине ролика 15мм погрешность составляет ~0%. При длинах больших 15мм погрешность снова возрастает, так для длины ролика 30мм – ~9%, для длины 50мм – ~18%.

По численным результатам МКЭ-расчетов для каждого отдельного случая получен коэффициент, аналогичный константе Харриса. Построен график зависимости данного коэффициента от длины ролика, из которого следует вывод о необходимости замены константы на некую нелинейную зависимость в целях повышения точности аналитического решения.

Валидация данной МКЭ-модели на примере расчета контактных напряжений при сравнении с рассчитанными аналитически по теории Герца показала высокую точность моделирования контактных взаимодействий (0,352%).

Полученные результаты будут полезны специалистам, работающим в направлении проектирования и расчетов роторных систем, особенно при моделировании их динамических свойств.

Specification of equation of roller bearings contact stiffness calculation

Romashin Y.S.¹, Kutakov M.N.¹, Degtiarev S.A.²

¹MAI, Moscow; ²Engineering&Consulting Centre of Alfa-Tranzit Co., Ltd, Khimky, Moscow region

When modeling rotor systems (engines, powerplants, compressors, reduction gears, etc.) to study frequency characteristics it is necessary to have the most accurate values of stiffness characteristics of the rotor supports. For this it is necessary to take into account influence of the bearing stiffness characteristics. It is possible to do in different programs, for example, “DYNAMICS R4”.

The main characteristic of a bearing at its dynamic analysis is its stiffness which is characterized by contact interaction between rolling elements and races. Deformations at such interaction characterize contact stiffness. To solve the contact task in the roller bearing, the equation, introduced by Tedric A.Harris in 1966, is used.

In this equation there is a constant obtained empirically. In order to specify this constant, a series of FEM-calculations of contact between a steel cylinder and a plane steel surface imitating behavior of a loaded roll in a bearing was carried out. The obtained results differ from the results of analytical solution.

Divergence in results for the roll with length 5 mm is ~12%. For smaller lengths an error increases, for bigger ones - decreases. When the roll length is

15mm, the error is ~0%. When the length is bigger than 15mm, the error increases again: for the roll length of 30mm – ~9%, for the length of 50mm – ~18%.

According to the numerical results of FEM calculations for every separate case the coefficient analogous to the Harris constant is obtained. The graph of this coefficient vs the roll length is constructed. From it we can make a conclusion about necessity of replacement of the constant by a nonlinear dependence in order to increase accuracy of analytical solution.

Validation of the FEM-model by example of contact stress calculations in comparison with one calculated analytically using the Hertz theory showed high accuracy in contact interaction modeling (0,352%).

The obtained results will be useful for specialists working in the field of design and calculation of rotor systems, especially while modeling their dynamic characteristics.

Установка для аэродинамического исследования лопаток турбин

Самохвалов Н.Ю., Тихонов А.С., Хайрулин В.Т.

Авиадвигатель, г. Пермь

Для экспериментальной оценки влияния неосесимметричных торцевых поверхностей на вторичные течения в каналах сопловых и рабочих лопаток газовых турбин, а также исследования других методов оптимизации вторичных течений в межлопаточных каналах, спроектирована и внедрена в эксплуатацию установка для аэродинамического исследования лопаток турбин (УАИЛТ).

Установка представляет собой аэродинамическую трубу со следующими конструктивными особенностями:

применение технологии прототипирования при изготовлении объектов исследования;

обеспечение требуемых граничных условий на входе в объект испытаний применением спрямляющих и турбулизирующих сеток, направляющих лопаток и сливов пограничного слоя;

обеспечение требуемых граничных условий на выходе из объекта испытаний оптимизацией выходного канала, в том числе моделированием испытаний в ANSYS CFX 14.0.

Для исследования аэродинамических характеристик лопаток в установке используются различные средства измерения и визуализации потока:

- измерение полей скорости и завихренности потока с помощью лазерного доплеровского анемометра;
- измерение статического давления (до 300 замеров) по межлопаточному каналу преобразователями давления;

- визуализация траектории движения частиц дыма в межлопаточном канале высокоскоростной камерой;
- визуализация обтекания потоком межлопаточного канала с использованием масляной субстанции;
- измерение полей полного, статического давления и углов выхода потока из объекта испытаний автоматизированной системой на базе интеграции промышленного робота, лазерного трекера и пятиточечного приемника давления.

На первом этапе работ предусмотрен ряд исследований по оценке влияния неосесимметричных торцевых поверхностей на вторичные течения и потери в решетке. С этой целью спроектированы и изготовлены три решетки, состоящие из 7 сопловых лопаток в секторе с различной пространственной формой торцевых поверхностей.

Test Facility for Turbine Blades and Vanes Aerodynamics Study

Samokhvalov N.Yu., Tikhonov A.S., Khairulin V.T.

Aviadvigatel, Perm

To evaluate experimentally the effect of nonaxisymmetric end wall surfaces on secondary flows behavior in gas turbine blade and vane flow passages and analyze other methods for optimizing secondary flows in inter-blade passages, a test facility for turbine airfoils dynamics study has been developed and put into operation.

The facility is built as a wind tunnel based on the following design philosophy:

- Application of prototyping technique in manufacturing components-to-be-investigated;
- Guarantee of required boundary conditions at the inlet of a component-to-be-tested through damping and turbulizing screens, guide vanes and boundary-layer bleeds;
- Guarantee of required boundary conditions at the exit of a component-to-be-tested through optimization of an exhaust duct, including test simulation in ANSYS CFX 14.0.

Various flow measurements and flow visualizations are used to study aerodynamic characteristics of turbine airfoils in the facility:

- Measurement of flow velocity profiles and flow vorticity using a laser Doppler anemometer;
- Measurement of static pressure (up to 300 measurements) along an inter-blade passage using pressure transducers;
- Visualization of smoke particles path in an inter-blade passage using a high-speed video camera;

- Visualization of an inter-blade passage flowing using oil substance therefor;
- Measurement of total and static pressures profiles and angles of flows exiting a component-to-be-tested using a computer-aided system based on integrated industrial robot, laser tracker and five-point pressure probe.

At first, some studies are provided for assessing the impact of nonaxisymmetric end wall surfaces on secondary flows and losses in a cascade. For that purpose, three cascades consisting of 7 nozzle vanes arranged as one sector and having different three-dimensional configurations of tip surfaces have been designed and manufactured.

Особенности силового взаимодействия элементов конструкции и критерии работоспособности высокоскоростных опор качения ДЛА

Силаев Б.М., Даниленко П.А.
СГАУ, г. Самара

Современные авиационные и космическое двигателестроение требует более широкого применения опор качения, подшипники которых функционируют при скоростном параметре, достигающем значения $d_m n = 3,5 * 10^6 \text{мм} \cdot \text{об/мин}$ и более, причём зачастую в температурных экстремальных условиях, со смазыванием и охлаждением рабочими средами, при сложном комбинированном нагружении и воздействии широкого спектра виброускорений. В данной работе предпринята попытка систематизировать основные повреждения подшипников, рассмотреть всю систему заданных и возникающих при работе сил и наметить единый подход к их расчёту. Для эксплуатации в указанных условиях хорошо зарекомендовали себя шарикоподшипники с массивным сепаратором, выполняющим из таких материалов как антифрикционные бронзы и пластмассы – текстолит, полиамид, фторопласт – 4 и их композиции с наполнителями.

На основе анализа статистики повреждений и дефектов подшипников качения, показано, что основными являются износ беговых дорожек и тел качения, повреждение сепаратора, повышенный износ гнезд и центрирующих поясков сепаратора и отрыв закладных головок заклёпок сепараторов клёпанной конструкции. Приведены фото всех выше указанных повреждений. Основными критериями работоспособности высокоскоростных опор качения ДЛА являются износостойкость поверхностей качения подшипника и сепаратора, а также его прочность.

Показано, что при работе высокоскоростного подшипника качения в составе опоры ДЛА на него действует следующая система сил: центробежные силы инерции – F_c ; силы от перепада давления на сепаратора при прокачке смазочно-охлаждающей жидкости через

зазоры между сепаратором и кольцами подшипника – F_p ; силы гидродинамического сопротивления – F_n ; силы трения – F_f ; силы надавливания шариков на перемычки сепаратора – F_i ; силы взаимодействия между телами качения и сепаратором – $\sum F_{i..}$. При работе подшипника в условиях низких или повышенных температур на сепаратор клёпанной конструкции действует термическая сила от перепада температур. Составлены расчётные соотношения по определению сил.

Таким образом, установленные критерии работоспособности высокоскоростных опор качения ДЛА и рассмотренный комплексный анализ силового взаимодействия их элементов конструкции позволяют обоснованно проводить выбор подшипников для указанных условий, определять напряжённо- деформированное состояние сепаратора и, повысить точность выполнения расчётной оценки их долговечности.

Characteristics of force interactions in construction elements of high speed rolling-contact bearings in aircraft engines and their criteria of efficiency

Silaev B.M., Danilenko P.A.

SSAU named after S.P. Korolev, Samara

Modern aircraft and space propulsion engineering requires a much wider application of rolling-contact bearings. These bearings should operate within high speed parameters reaching values of $d_m n = 3,5 * 10^6$ mm*rev / min or more, often in conditions of extremely temperatures. Lubrication and cooling of the working surfaces is done under a complex combination of loads and the impact of a wide range of vibration speeds. In this paper we attempt to systematize the main damages affecting bearings, consider the system of forces and the set of forces which arise during operation of the aircraft engine and outline a common approach to their calculation. To operate in the given conditions it is necessary to prove to ourselves that ball bearings with heavy massive separators, made from such materials performing such as anti-friction bronze and plastics - PCB, nylon, teflon - 4 and their composites with filler material should be used.

Based on an analysis of statistics from damage and deterioration of rolling bearings, it is shown that the main ones are worn bearing tracks and wear and tear on the external surface of the bearings, damage to the bearing separators, excessive wear and tear of the central collar of the separator, tearing off of the riveted heads of the separators riveted. Above is a photo illustrating all the above mentioned defects. The main criteria of efficiency of high-speed rolling bearings for aircraft engines is wear resistance/ durability of the surfaces of the rolling bearings and separators, as well as its strength/durability.

It has been shown that the following system of forces acts on high speed rolling bearings in aircraft engines: the centrifugal forces of inertia F_c , the forces due to the drop in pressure across the separator during the pumping of () coolant through the gaps between the separator and the bearing rings – F_p , force due to hydraulic drag - F_n ; force of friction - F_f ; the force exerted by the ball bearings on the separators F_i and the force between the ball bearings and the separator - $\sum F_i$.

During the operation of the bearings at low or high temperatures a thermal force due to the temperature difference acts on on the separator. Estimates compiled by definition, the ratio of forces.

Thus the established performance criteria of high-speed rolling bearings of aircraft engines and the complex analysis of the interaction of the force within the elements of construction allows for a reasonable selection of rolling bearings for the specified conditions, it also allows for determination of the stress-strain state of the separators and to improve the accuracy of the estimate of their longevity.

**Проведение эксперимента измерений бесконтактным методом
определения вибронпряженности рабочих лопаток при высокой
частоте вращения вала турбомашин и анализ полученных
результатов**

Симонов Е.Л.

ПНИПУ, Авиадвигатель, г. Пермь

Динамическое нагружение рабочих лопаток турбомашин является одним из самых опасных силовых факторов. Таким образом, контроль за вибросостоянием лопаток имеет первостепенное значение на всех этапах жизненного цикла. [1] Наряду с традиционным методом измерения вибронпряженности лопаток ГТД с применением токосъемных устройств интенсивно развивается техника бесконтактного измерения колебаний лопаток (дискретно-фазовый метод).

Специалистами ОАО «Авиадвигатель» ведутся работы по изучению вибронпряженности рабочих лопаток турбомашин бесконтактным методом. Расчет НДС и модальных характеристик рабочей лопатки КВД проведен с применением технологий САЕ систем. Выполнена оценка погрешности ДФ метода относительно данных тензометрирования, а также установлены требования по проведению измерений.

В результате сравнения показаний системы бесконтактных измерений с показаниями системы тензометрирования с ртутного токосъемника, выявлено, что система бесконтактных измерений в большинстве случаев выявляет наличие резонансных колебаний рабочего колеса турбомашин. Кроме того, получен вывод, что на ступенях с большим количеством лопаток (50 и более) при оборотах вала более 14000

оборотов в минуту, система значительно хуже выявляет резонансные колебания. Частота отметок при этом превышает 11,5 кГц. Возможной причиной этого может являться ограничение полосы пропускания аналоговых трактов системы, подавляющие высшие гармоники сигнала датчика.

По результатам обработки измерений ДФ методом также было замечено, что в регистрируемых сигналах наблюдается высокий уровень амплитуд нерезонансных вынужденных колебаний лопаток, так называемый «вибрационный фон» [3].

ЛИТЕРАТУРА

[1] И А. А. Иноземцев, М. А. Нихамкин, В. Л. Сандрацкий. Динамика и прочность авиационных двигателей и энергетических установок. // М.: Машиностроение, 2008. – Т. 4. – 192 с., ил.

[2] . Е. Заблочный, Ю. А. Коростелев, Р. А. Шипов. Бесконтактные измерения колебаний лопаток турбомашин. // М.: Машиностроение, 1977г. - 158 с.

[3] Б. Б. Коровин, В. В. Воинов, О. Н. Былинкина. «Некоторые малоизученные феномены динамики рабочих колес турбомашин, выявленные в натурном эксперименте. Двигатели и энергоустановки аэрокосмических летательных аппаратов. – 2008. - №8. – р.82-88.

Experiment realization by noncontact system of turbomachine rotor blade vibration stress measurement at high rotor rotation frequency and analysis of the received results

Simonov E.L.

Perm National Research Polytechnic University, OJSC “Aviadvigatel”, Perm

Dynamic stress of turbomachine rotor blade is one of the most dangerous force factors. Thus, the control for rotor blade vibration stress has prime value at all stages of life cycle. [1] Alongside with a conventional method of GTE rotor blade vibration stress measurement using the slip-ring devices the technique of non-contact blade vibration measurement (the discrete-phase method) is intensively developing.

Experts of OJSC “Aviadvigatel” conduct activities on studying turbomachine rotor blade vibration stress by discrete-phase method (DPM). The computational analysis and modal characteristics of rotor blade stress-strain behavior (SSB) is executed CAE systems technology application. The error estimation by blade tip-timing (BTT) concerning strain-gauging data is carried out, and also requirements on realization of measurements are established.

As a comparison results of BTT indications with strain-gauging indications from slip-ring devices, it is revealed, that BTT system in most cases reveals presence of turbomachine rotor wheel resonant oscillations. Besides the

conclusion, that at stages with a plenty of blades (50 and more) is received at revolutions of a shaft more than 14000 rpm, the system reveals resonant oscillations much worse. Frequency of marks thus exceeds 11,5 kHz. The possible reason of it a passband limitation of the system analog channels overwhelming higher harmonics of a sensor signal can be.

By processing results of DPM system also it has been noticed, that in registered signals the high level no resonant amplitudes of the rotor blade compelled vibration, so-called a “vibration background” is observed [3].

References

[1] Inozemcev A.A., Nihamkin M.A., Sandrackij V.L. Dinamika i prochnost' aviacionnyh dvigatelej i jenergeticheskikh ustanovok. Moscow, Mashinostroenie, 2008, - Т. 4, 192 p.

[2] Zablockij I.E., Korostelev Ju.A., Shipov R.A. Beskontaktnye izmerenija kolebanij lopatok turbomashin. Moscow, Mashinostroenie, 1977, 158 p.

[3] Korovin B.B., Voinov V.V., Bilinkina R.A. Nekotorye maloizuchennye fenomeny dinamiki rabochikh koles turbomashin, vyyavlennye v naturnom eksperimente. Engines and power installation of aerospace aircraft. – 2008. - №8. – p. 82-88.

Постановка наземных испытаний макетов НА АРГО в рамках подготовки КЭ «Плазма-ЭРП»

Синельников В.Ю., Голубев М.Д., Корсун А.Г., Орлов Р.В.,

Сизов А.А., Твердохлебова Е.М.

ЦНИИмаш, г. Королев

Липатов А.Н., Макаров В.С.

ИКИ РАН, г. Москва

Выполненные ранее исследования продемонстрировали наличие электрических полей вокруг крупногабаритных космических аппаратов (КА) в условиях их движения в ионосфере и возможность их возрастания в локальных областях поверхности до величин, ведущих к разрядным эффектам. Анализ показывает, что этот фактор может являться причиной сбоев в работе научных и бортовых систем, в процессах нарушения целостности материалов покрытий КА.

Для отработки средств контроля электроразрядной обстановки на внешней поверхности и в плазменном окружении МКС, а также осуществления регулярного и непрерывного мониторинга российский сегмент будет оснащен аппаратурой регистрации газоплазменного окружения (АРГО), которая позволит проводить регулярные измерения параметров околообъектовой среды с помощью набора датчиков и передавать данные на интегрированный компьютер, в котором в

автоматическом режиме проводится анализ электроразрядной обстановки.

В докладе приводятся результаты космических экспериментов и наземного моделирования электроразрядных процессов (ЭРП), происходящих в плазменном окружении МКС. Даны обоснование требований к составу и характеристикам аппаратуры регистрации параметров газоплазменного окружения (АРГО) и рекомендации по использованию АРГО на РС МКС, предусматриваемому в рамках космического эксперимента «Плазма-ЭРП».

Излагаются состав НА АРГО, результаты проектной проработки макетирования и наземных испытаний аппаратуры, состав и мероприятия по модернизации стендовой базы, программа запланированных экспериментальных исследований.

Ground tests preparation of models scientific equipment “ARGO” for space experiment “Plasma-ERP”

Sinelnikov V., Golubev M., Korsun A., Orlov R.,
Sizov A., Tverdokhlebova E.
TSNIIMASH, Korolev
Lipatov A., Makarov V.
Space Research Institute (IKI), Moscow

Previous researches showed existence of electromagnetic field around large spacecrafts at their flight in ionosphere. Fields intensity increase is possible. It can lead to discharge processes, destroying surfaces and causing failures in work of different onboard systems.

Plasma environment registration system (ARGO) will be mounted on the Russian segment of ISS for regular observe and test systems, monitoring discharge situation on an external surfaces of spacecraft and in its plasma environment. It allows make regular measurement of plasma parameters by sensors set and transmit the measured data to onboard computer for automatically analyze.

In this report represented:

- results of the earlier space experiments and laboratory modeling of electrical discharging processes in the ISS plasma environment;
- requirements for scientific equipment ARGO structure and features;
- results of ARGO project breadboarding;
- program of modernization of researching equipment base;
- planned experimental research program.

Ключ к диагностике ионного двигателя с использованием измерений эмиттанса

Хольсте К.¹, Шиперс С.¹, Мюллер А.¹, Фейли Д.², Смирнова М.Е.³,
Хартов С.А.³

¹Институт Атомной и Молекулярной физики, Университет Юстуса-
Либига, г. Гиссен, Германия;

²Университет Саутгемптона, г. Саутгемптон, Великобритания;

³МАИ, г. Москва

Отслеживание траекторий ионов может предоставить множество информации об ионном двигателе (ИД). Настоящий метод предполагает, что взаимоотношения результатов моделирования ионных траекторий с результатами эксперимента по измерению эмиттанса источника могут дать доступ к параметрам плазмы разряда ИД. Кроме того, измерения эмиттанса на разных расстояниях от среза двигателя определяют направление вектора тяги и его вариаций, а также форму пучка и, предположительно, позволяют оценить распределение объемного заряда в нем. Использование измерений эмиттанса для оптимизации элементарного отверстия извлекающей системы может послужить надежной характеристикой его идеальности в параметрах расходимости и, соответственно, ресурса.

Эмиттансом пучка называют шестимерный объем, который он занимает в фазовом пространстве координат и импульсов. Для компьютерного моделирования был использован программный продукт КОБРАЗ-ИНР. Он использует метод Власова, начиная с решением уравнения Пуассона. Карта объемного заряда строится в процессе отслеживания траекторий. Это распределение частиц включается в следующий итеративный шаг до достижения самосогласованного распределения частиц.

Метод был разработан для измерения на миниатюрном высокочастотном ионном двигателе (ВЧИД), но может быть использован для любого ИД. Этот тип двигателя является кандидатом для большого числа перспективных научных миссий, основывающихся на формировании группы аппаратов и точного контроля их положения. Метод измерения эмиттанса использовался для исследования пучков частиц высоких энергий, например, инжекторов для термоядерных исследований.

Измерения эмиттанса производились с использованием щелевого распределителя. Первичный пучок ионов разделялся на вторичные элементарные пучки, проходя через совокупность щелей. За щелевым распределителем на некотором расстоянии измерялся ток частиц на тонкий провод перемещающийся в поперечном направлении. Позиция провода фиксировалась с помощью точного потенциометра. Для

определения четырехмерного распределения первичный пучок делился двумя ортогональными щелевыми распределителями. Для уменьшения влияния вторичных частиц на пластину распределителя может быть подан задерживающий потенциал. Результатом измерений является набор точек, которым соответствует определенная позиция, угол расходимости и интенсивность тока. В работе представлены результаты сравнения экспериментальных данных и моделирования.

A key to ion thruster diagnostics by performing emittance measurements

Holste K.¹, Schippers S.¹, Mueller A.¹, Feili D.², Smirnova M.E.³, Khartov S.A.³

¹Institut fuer Atom- und Molekuelphysik, Justus-Liebig-Universitaet, Giessen, Germany;

²University of Southampton, Southampton, United Kingdom;

³MAI, Moscow, Russia

Tracing of the ion trajectories would give a large amount of information about the ion thruster. The genuine method is introduced that an interrelation of the results of a full simulation of the ion trajectories with the results of an experiment, measuring the emittance of the source would give an access to the plasma parameters of the discharge in the ion thruster. Furthermore measuring the emittance in different distances would give valuable information about the thrust vector and its variation and also beam forming itself with prospective evaluation of the space charge. Usage of emittance measurements for optimization of basic aperture for extraction system can give reliable indication its perfection in terms of divergence and correspondingly lifetime.

The emittance of the beam is the 6D-volume which beam occupies in phase space of coordinates and impulses. For the computer modelling is the KOBRA3-INP code used. KOBRA is a Vlasov-solver. It starts with the solution of the Poisson equation. A space charge map is built during the ray-tracing. This particle distribution map is included in the following iteration step to obtain the self-consistent particle distribution.

The method is developed for measurements on a Mini Radio Frequency Ion Thruster (RIT) but can be used for any ion thruster technology. These type of thrusters are candidate for many future science and Earth Observation missions based on formation flying and fine attitude control. Although this method is well known for the high energetic ions like the ion beam injectors for the TOKAMAK heating, the method is new for such low energy ions.

Measurement of the emittance is performed using the slit-wire-method. The primary ion beam is separated into a bunch of beamlets by passing an array of slits. Behind this slit array in an appropriate distance the spatial distribution of the beamlets is scanned with a thin wire. The position of the

wire is quantified with a precise potentiometer. To obtain the four-dimensional transversal beam emittance the primary beam can be splitted by two perpendicular slit arrays. To reduce distortion of the profile measurement by secondary particles, a repeller voltage can be applied on the slit system. With this method each data point is characterized by its position, divergence angle and intensity. Experimental results and comparisons with computer modeling will be presented.

**Моделирование сопряженного теплообмена с использованием
коммерческого пакета вычислительной
гидрогазодинамики Ansys CFX**

Строкач Е.А., Боровик И.Н.
МАИ, г. Москва

В работе представлены результаты расчета сопряженного теплообмена с помощью коммерческого CFD пакета ANSYS CFX и с помощью одномерной модели в MathCAD. Для изучения различий между подходами, чувствительности сетки, свойств моделей турбулентности и методов разрешения пограничного слоя применяются 2 сетки разного качества, использование 3 и 2 расчетных доменов, модели турбулентности первого порядка - k-omega SST, k- epsilon и второго порядка - SSG Reynolds stress, BSL EARSM.

Показано, что с учетом подхода, используемого Ansys CFX к разрешению пограничного слоя, трехдоменная постановка для моделирования сопряженного теплообмена может быть заменена двухдоменной для сокращения затрат с принятым допущением при задании внешнего коэффициента теплоотдачи, рассчитанным с помощью эмпирических формул. Кроме того, определено, что различие результатов одномерного, основанного на алгебраических зависимостях, и трехмерного расчета численными методами не составляет более 10-15%. Также приведена оценка использования формул для предварительного расчета толщины пограничного слоя, обнаружено их хорошее согласование с полученными в результате расчетов данными.

**Conjugate heat transfer modeling with use of commercial
CFD code Ansys CFX**

Strokach E.A., Borovik I.N.
MAI, Moscow

Conjugate heat transfer is modeled and analyzed with use of the commercial CFD code ANSYS CFX in 3-dimension statement and 1-dimension model performed in MathCAD. Two meshes of different resolution, usage of 3 and 2 computational domains, turbulence models of the first order (k-omega SST, k-epsilon) and second order (SSG Reynolds stress,

BSL EARSM) for the investigation of differences between the statements, mesh accuracy dependence, turbulence models properties and boundary layer resolution methods were used.

It is showed that the usage of 3 domains (with boundary layer modeling formulation implemented in Ansys CFX), under the assumptions stated, can be substituted by 2 domains statement with heat transfer coefficient being set on the outer wall, previously calculated with use of empirical dependencies. Furthermore, it is determined that the difference between the 1-dimension calculation results, based on empirical formulations, and 3-dimension numerical computation results is not more than 10-15 %. An estimate for the boundary layer thickness preliminary calculations formulas usage is provided, which shows their good agreement with the results of the numerical computation.

Математическое моделирование деформирования многослойных конструкций регулярной структуры из проволочных спиралей

Данилин А.Н., Тарасов С.С.

МАИ, г. Москва

В настоящее время задачи о деформировании гибких проволочных конструкций с учетом их внутреннего строения привлекает большое внимание разработчиков нового оборудования в области энергоснабжения объектов военного и гражданского назначения, космической техники, энергетики, подводного оборудования, строительства.

Применение спиральной арматуры является одним из наиболее эффективных и дешёвых способов технического решения многих проблем, связанных с энергообеспечением и связью при помощи проводов, тросов и кабелей воздушных линий электропередачи (ВЛ). Применение спиральной арматуры обширно. Она используется в виде спиральных зажимов для натяжения, крепления проводов, тросов и кабелей, а также оперативного и надёжного ремонта проводов и тросов непосредственно на линии электропередачи. В последнем случае такой способ часто является единственно возможным. При неправильном подборе (расчёте) спирального зажима сердечник может потерять частично или полностью свои функции.

На основе энергетического осреднения разработана математическая модель деформирования конструкций, образованных из проволочных слоёв (повивов), навитых по цилиндрическим образующим относительно силового сердечника в центре конструкции (провода ВЛ, спиральные зажимы). Согласно предложенной модели, каждый повив представляется как эквивалентная по упругим свойствам анизотропная безмоментная цилиндрическая оболочка, а проволочная конструкция в

целом рассматривается как система вложенных друг в друга цилиндрических оболочек, взаимодействующих между собой силами давления и трения по модели Кулона.

На основе предложенной модели построены определяющие соотношения, связывающие продольные и поперечные деформации с соответствующими силовыми факторами: получены явные формулы для вычисления матриц жесткости и податливости. Получены также явные формулы для вычисления изгибных и крутильных жесткостей с использованием гипотезы плоских сечений. Сформулированы начальные и краевые задачи для расчёта многоповивных натяжных и соединительных спиральных зажимов конечной длины. Предложены алгоритмы анализа несущей способности спиральных зажимов. Показано, что использование зажимов с переменным шагом позволяет управлять распределением усилий по длине зажима, уменьшить длину проволок зажима и снизить его вес, что особенно актуально для применения к оптоволоконным кабелям или проводам с композитным силовым сердечником.

Mathematical deformation model of spiralled structures wire systems

Danilin A.N., Tarasov S.S.

MAI, Moscow

This work is devoted to modeling the deformation of wire constructions regular structure, consisting of layers flexible helices, wound on each other at certain angles relative to the core. Such constructions are often used for conductors of overhead power lines and spiral clamps, used for tension, protect, repair and connection of wires, cables information and telecommunication facilities and other.

In engineering practice, the wire structure, such as the overhead power lines are treated as homogeneous in structure to the rods or filaments with average stiffness parameters without regard to their internal structure. Use the principle of summation (toting) of stiffness of each of the wire, as well as various empirical relations. However, such approaches do not describe the known effects of the deformation of wires, and their use in calculations can lead to unacceptable errors, for example, when studying the dependence of the flexural rigidity of the tension (the tension force of wire) or curvature.

Now came the class of problems associated with designing and manufacturing clamps spiral type - a form of spiral reinforcement. Spiral clip represents one or more helix of finite length, each of which is formed from a separate spiral wires or strands. In the clip design is often used special friction coating. The design of the spiral clip very well with the wires, as it has the flexibility and after the installation is actually integrated with the wire in one unit. In terms of mechanics, the helix spiral clip, mounted on a wire, can be

considered as an additional external (for wire) helix of finite length. When designing the clip the task of determining its load-carrying capacity, as well as finding the optimal values of design parameters such as length of time, direction and pitch (the angle of winding) spirals. If it is not their choice of work clamp can be ineffective or even cause damage to the core construction.

To obtain correct solutions to problems of deformation of the spiral wire designs must take into account their internal structure, taking account of the interaction of wire layers.

In this work, each annealed wire design is from a position of power as the equivalent of averaging the elastic properties of anisotropic cylindrical shell, and himself a wire or clip is considered as a system of nested cylindrical shells, between which allowed slippage based on the Coulomb's friction law. This approach has created formulae for the flexibility and stiffness matrices of wire, solved some problems on the deformation of the spiral clips and wires with an analysis of their carrying capacity and estimates of allowable values of design parameters.

Воздействие на системы КА повышенной энерговооруженности его плазменного окружения

Твердохлебова Е.М., Корсун А.Г.,

ЦНИИмаш, г. Королев

Семенкин А.В., Захаренков Л.Э., Солодухин А.Е.

Центр Келдыша, г. Москва

Создание крупногабаритных космических комплексов (КК), длительно функционирующих не только в околоземном пространстве, но и на орбите Луны и Марса, является перспективой развития космонавтики. При эксплуатации орбитальной станции «Мир» и Международной космической станции (МКС) стало очевидным, что функционирование на орбите крупногабаритных КК имеет ряд особенностей. Они связаны с возникновением значительных электрических полей и токов в околообъектовом пространстве и их влиянием на работу бортовых систем и динамику полета. В околоземном пространстве на эти процессы заметное влияние оказывает магнитное поле Земли, а за его пределами – солнечный ветер.

Работа в составе КА высоковольтной солнечной батареи или электроракетных двигателей и крупногабаритных холодильников-излучателей влияет на свойства околообъектового пространства: они могут вызывать протекание электрических токов по поверхности и в плазменном окружении, взаимодействовать с природной внешней средой, оказывать механическое воздействие на поверхность. Последний эффект может влиять на динамику полета орбитальной

станции или, например, вызывать колебательные движения больших лёгких конструкций.

Представлены результаты исследований эффектов, приводивших ранее к сбоям и аномалиям в работе бортовых систем КА:

электроразрядных процессов в плазменном окружении с учетом работы энергосистем, двигательных установок и других бортовых источников газов и плазмы;

процессов генерации возмущений в радиодиапазоне, создаваемых в газоплазменном окружении КА под действием электроразрядных процессов;

влияния плазменного окружения на деградацию материалов внешних покрытий с учетом потенциала поверхности и вариаций параметров собственной внешней атмосферы;

факторов космического пространства и техногенной околообъектовой среды, влияющих на интенсификацию плазмодинамических процессов на КК.

Представлены характеристики газоплазменных образований, возникновение которых прогнозируется вблизи перспективных космических средств повышенной энерговооружённости, оснащенных ядерной энергодвигательной установкой, и эффекты их электрофизического воздействия на материалы внешней поверхности, на работу бортовых радио и оптических систем и на электрофизическую и радиационную обстановку.

The plasma environment impact on systems of high power-to-weight ratio spacecraft

Tverdokhlebova E.M., Korsun A.G.

FSUE TSNIImash, Korolev, Moscow region, Russia

Semenkin A.V., Zakharenkov L.E., Solodukhin A.E.

SSC Keldysh Research Centre, Moscow, Russia

Prospect of development of cosmonautics is creation of large-size spacecrafts and space stations, is long functioning not only in near-earth space, but also in the Moon and Mars orbit. At exploiting of the Mir Space Station and the International Space Station (ISS) became obvious the number of features in operation of large-size spacecrafts in orbit. They are compared with emergence of considerable electric fields and currents in surrounding space and their influence on operation of onboard systems and flight dynamics. In near-earth space the Earth magnetic field has noticeable impact on these processes, and beyond its limits – a solar wind.

High-voltage solar array or electric propulsion thrusters and large-size radiators as part of SC operation influences on properties of surrounding space. It can cause electric currents on a surface and in a plasma environment, interact with natural

environment, make mechanical impact on a surface. The last effect can influence on space station flight dynamics or, for example, cause oscillating motions of massive light weight construction units.

The Results of researches of effects bringing to failures and anomalies in onboard SC systems operation are presented:

electric discharge processes in a plasma environment taking into account operation of power supply systems, propulsion systems and other onboard sources of gases and plasma;

processes of perturbations generation in the radio spectrum appeared in a gas-plasma environment of SC under the influence of electric discharge processes;

plasma environment influences on an external coverings materials degradation taking into account the surface potential and variations of own external atmosphere parameters;

factors of a space and the technogenic surrounding environment, influencing an plasmadynamic processes intensification on SC;

The characteristics of a gas-plasma formation appearing near prospective high power-to-weight ratio spacecrafts equipped with the nuclear power system, and effects of their electrophysical impact on an external surface materials, onboard radio and optical systems operation and on an electrophysical and radiation situation are presented also.

5-ти координатная обработка лопаток авиационных газотурбинных двигателей на станках с ЧПУ в специальных приспособлениях

Терёшин А.В., Лантратов В.В., Лугаськов П.С.

ММП им. В.В. Чернышёва, г. Москва

В настоящей конкурсной работе описан проект 5-ти координатной обработки лопатки СА ГТД на обрабатывающем центре с ЧПУ.

Для описания примера, указанной обработки, была выбрана лопатка спрямляющего аппарата (СА) 4 ступени ГТД РД-33.

Серийная технология изготовления лопатки ориентирована на электрохимическую обработку (ЭХО) профильной поверхности пера с применением копировально-фрезерного оборудования. Маршрут изготовления детали разбит на выполнение 7-ми простых операций: предварительное фрезерование кромок пера, предварительное фрезерование прикомлевой части пера верхней полки, предварительное фрезерование прикомлевой части пера у нижней полки, ЭХО профиля пера, окончательное фрезерование кромок пера под полировку, фрезерование прикомлевой части пера у нижней полки под полировку, фрезерование прикомлевой части пера у верхней полки под полировку. В ходе проведения работы удалось объединить все вышеуказанные операции и производить обработку лопатки СА за 1 установ, тем самым

снизить производственный цикл изготовления детали и трудоемкость изготовления продукции.

Весь цикл рассмотренной операции фрезерования содержит несколько переходов: предварительное фрезерование профиля пера, окончательная обработка профиля пера, обработка прикомлевых участков, обработка входной и выходной кромок пера лопатки, обработка отдельных зон прикомлевого участка.

В ходе работы было выявлено множество особенностей обработки лопаток данной конструкции (стратегия обработки, углы наклона режущего инструмента, распределение припусков по переходам и др.). Также были рассчитаны наилучшие режимы резания для деталей из титановых сплавов.

Использование технологической струбины позволило обеспечить жесткое крепление лопатки за счет крепления ее с двух сторон и нужную точность обработки. Целью проведенной работы является использование возможностей станка по высокоточной обработке деталей из титановых сплавов, внедрение в производство новых технологий обработки лопаток ГТД.

Рассмотренный проект в настоящее время является полностью отлаженным для мелкосерийного изготовления продукции. Также по данному проекту были написаны инструкции для создания проектов перспективной обработки лопаток газотурбинных авиационных двигателей.

Применение сильноточных импульсных электронных пучков для улучшения и восстановления свойств лопаток газотурбинных двигателей

Громов А.Н., Теряев Д.А., Шулов В.А.
ММП имени В.В. Чернышева, г. Москва

Экспериментально было показано, что с помощью облучения сильноточным импульсным электронным пучком (СИЭП) микросекундной длительности удастся модифицировать ~20-микронные поверхностные слои лопаток из жаропрочных $\alpha+\beta$ -титановых сплавов. Установлено, что при облучении в поверхностных слоях лопаток из $\alpha+\beta$ -титановых сплавов, в зависимости от величины плотности энергии в импульсе, протекают процессы: плавления, перераспределения элементов, кратерообразования, изменения фазового состава и дислокационной структуры, абляции, высокоскоростной кристаллизации из расплава, изменения микроструктуры (от игольчатой до глобулярной), формирования остаточных растягивающих или сжимающих напряжений и др.

Проанализированы экспериментальные данные о влиянии режимов облучения сильноточными импульсными электронными пучками (СИЭП) на кинетику абляции поверхностных слоев защитного покрытия NiCrAlY на лопатках и образцах из сплава ЖС26НК. Показано, что сильноточный импульсный электронный пучок микросекундной длительности является высокоэффективным инструментом для ремонта лопаток турбины из жаропрочных никелевых сплавов с жаростойкими покрытиями. Применение СИЭП позволяет удалять за один импульс поврежденные при эксплуатации поверхностные слои толщиной от 5 мкм до 10 мкм за импульс при плотности энергии 50-55 Дж/см² обработке. Установлено, что СИЭП микросекундной длительности является высокоэффективным инструментом для ремонта лопаток компрессора. Применение СИЭП позволяет удалять за один импульс окисленные при эксплуатации поверхностные слои лопаток из стали ЭП866Ш. Толщина удаляемых за импульс при плотности энергии 48-50 Дж/см² поверхностных слоев этих деталей составляет 7 мкм.

The use of intense pulsed electron beams to modification and repair the properties of the blades of gas turbine engines

Gromov A.N., Teryaev D.A., Shulov V.A.

Chernyshev machine-building enterprise, Moscow

The present paper reviews the experimental results dedicated to the effect of irradiating conditions with intense pulsed electron beams on ablation kinetics of the surface layer of gas turbine engine blades from GhS26NK with NiCrAlY resistant coating. It is shown that intense pulsed electron beam of microsecond duration is high effective instrument for repair of turbine blades from refractory nickel alloys with resistant coatings. Application of intense pulsed electron beam allows one to ablate per a pulse the surface layers fractured during operation with thickness of 5-10 μm , if the energy density is equal to 50-55 J/cm².

It is shown that intense pulsed electron beam of microsecond duration is a high effective instrument for repair of compressor blades. Application of intense pulsed electron beam allows one to ablate per a pulse the surface layers oxidized during operating. Thickness of the ablated layer of their parts at the energy density of 48-50 J/cm² during a pulse is equal to 7 μm .

Ведение архива конструкторской документации в PDM Teamcenter

Фавстова Л.А., Чекрышова И.Е.

НПО «Сатурн», г. Рыбинск

В ОАО «НПО «Сатурн» разработана и внедрена автоматизированная система ведения архива конструкторской документации (КД).

Основные функции автоматизированной системы (АС):

- регистрация поступающих документов: КД, оригиналы которых созданы в системе разработки КД в среде Teamcenter, и КД, существующих только в бумажной форме или в других информационных системах;
- хранение сканированных подлинников КД в электронной форме;
- автоматизированное создание регистрационной карточки с заполнением полей значениями из предлагаемого списка для всех КД;
- автоматическое заполнение основной части полей регистрационной карточки для КД, разработанной в Teamcenter, наследование регистрационных данных при выпуске извещений об изменениях;
- автоматическое установление связей между оцифрованным подлинником и электронным оригиналом КД, осуществляющих быстрый переход от одного вида КД к другому, минимизировать ввод реквизитов;
- просмотр и печать информации по учетному КД в регистрационной форме, регламентированной нормативными документами;
- поиск документов по различным критериям, отображение результатов поиска в табличной форме с возможностью вывода на печать;
- обеспечение санкционированного доступа по роли/группе пользователя или по набору реквизитов, разрешенных для пользователя;
- для архивариусов - контроль исполнения КД по данным регистрационной карточки, поиск КД по запросам подразделений и работников учреждения;
- хранение истории изменения любых видов документов для определения облика конкретного изделия на любой момент времени и проведения хронометража его модификаций;
- автоматизация процедуры размножения и контроля учетных копий (в бумажной и электронной формах);
- обеспечение режимов архивирования и восстановления документов;
- получение сводных статистических данных и осуществление статистического анализа конструкторского документооборота;
- обеспечение сохранности документов - создание фонда пользования на электронных носителях путем оцифровывания (сканирования) архивных документов, осуществление резервного копирования фонда.

Ведение архива КД в электронной форме позволило существенно уменьшить трудоемкость и сократить сроки учета, обработки и поиска КД, оптимизировать поиск КД и информации по КД, обеспечить доступность разработчикам КД документов архива в условиях территориально распределенных производственных площадей.

Design documentation record keeping in PDM Teamcenter

Favstova L.A., Chekryshova I.E.

NPO "Saturn", Rybinsk, Russia

The automated system of design documentation (DD) record keeping has been developed and implemented at NPO Saturn.

The main functions of the automated system (AS) are as follows:

- registration of the received documents: DD, the originals of which are created in Teamcenter software for design documentation, and DD that exist only in hard copy or other information systems;
- storage of the DD scanned originals in the electronic form;
- automated creation of the registration card with filling of the margins with values from the proposed list for all DD;
- automatic filling of the main part of the registration card margins for DD developed in Teamcenter, inheritance of the registration data at issue of the notices of changes;
- automatic communication setup between the digitized and electronic originals of DD allowing fast transition from one kind of DD to another, minimizing input of the attributes;
- viewing and printing out the information to the registered DD in the form approved by the normative documentation;
- document search according to various criteria, display of the results in tabular form, with a capability of printing out;
- ensuring authorized access depending on the user role / group or on the set of attributes permitted to the user;
- for archivists – control of DD execution to the registration card data, search of DD to requests from subdivisions and office employees;
- storage of the history of changes in any kind of documents to define the specific product configuration at any period of time and time keeping of the product modifications;
- automation of the document duplication and control procedure of registered copies (both hard and soft);
- ensuring document archiving and recovery modes;
- acquisition of the summery statistical data and carrying out statistic analysis of design documentation flow;

- ensuring preservation of documents – creation of the application fund on electronic medium by digitizing (scanning) the archive documents, carrying out data fund backup.

The DD electronic record keeping made it possible to significantly reduce labor intensity and time required for DD recording, processing and searching, optimize the DD information search, ensure the archive documentation access to DD developers within the distributed production facilities of the company.

Термомеханическая расчетная модель узла ионно-оптической системы

Моголкин А.И., Обухов В.А., Федоров В.А.
МАИ, г. Москва

В разработанной конструкции лабораторной модели высокочастотного ионного двигателя (ВЧИД) мощностью до 2,5 кВт с базовым диаметром пучка ионов около 160 мм предусмотрена возможность использования в составе ионно-оптической системы (ИОС) профилированных (обычно сферических) электродов из различных материалов, имеющих преимущественно низкий уровень коэффициента теплового линейного расширения. Еще одна особенность электродов ИОС связана с большим количеством круглых отверстий перфорации, имеющих гексагональную упаковку и пространственно ориентированных по нормали к поверхности электродов или вдоль их вертикальной оси.

В настоящее время наибольший интерес представляют эмиссионные электроды из титан-ниобиевых и молибденовых сплавов, а также из углерод – углеродного композитного материала (УУКМ). Ускоряющие электроды преимущественно изготавливаются из молибденовых сплавов и композитного материала УУКМ.

На основе проведенных исследований была разработана континуальная термомеханическая модель густо перфорированных электродов ИОС, основанная на представлении электродов в виде конструктивно-ортотропных пологих тонкостенных сферических панелей. В качестве основного фактора нагружения рассмотрен неравномерный нагрев электродов по радиусу и толщине, вследствие чего коэффициенты заполнения электродов материалами учитывались в исходных уравнениях термоупругости и вычислялись по специальному алгоритму.

При этом корректно учитывалось апробированное активное силовое нагружение электродов и тепловое воздействие на ИОС в целом. Одновременно с этим была построена диаграмма зависимости коэффициентов конструктивной ортотропии от отношения диаметра отверстий перфорации к расстоянию между ними. Для расчета

деформированного состояния сферических электродов, неравномерно нагретых по радиусу, использовался математический аппарат нелинейных краевых интегральных и интегро-дифференциальных уравнений в безразмерном виде, решаемых с использованием итерационных методов в сочетании с пошаговым температурным нагружением электродов.

При проведении исследовательских многовариантных расчетов эффективнее основываться на первом приближении итерационного процесса решения соответствующих интегральных уравнений не в численном, а в аналитическом виде. Получаемое при этом разрешающее нелинейное алгебраическое уравнение третьей степени относительно безразмерного дополнительного прогиба на внутреннем контуре электрода или в его центральной точке достаточно просто решается с помощью соответствующего пакета программ типа MathCAD.

Полученные результаты расчета указывают на целесообразность использования молибденовых и титан-ниобиевых сплавов для изготовления эмиссионных электродов. Для ускоряющих электродов предпочтительными являются углекомпози́ты толщиной 1,5...2,0 мм, для которых характерны малые величины дополнительных прогибов из-за относительно низких значений коэффициента теплового линейного расширения.

Работа выполнена при поддержке Гранта Правительства Российской Федерации № 11.G34.31.0022 «Исследования и разработка космических высокоимпульсных высокочастотных плазмодинамических электроракетных ионных двигателей» для государственной поддержки научных исследований, проводимых под руководством ведущих ученых в российских образовательных учреждениях высшего профессионального образования; Гранта Президента Российской Федерации по поддержке ведущих научных школ Российской Федерации НШ-143.2012.8.

Thermo-Mechanical Computer Model of the Ion-Extraction System

Mogulkin A.I., Obukhov V.A., Fedorov V.A.
MAI, Moscow

In the developed laboratory model of the radio-frequency ion thruster (RFIT) of up to 2.5 kW in power with a reference beam diameter of 160 mm is possible to use an ion-extraction system (IES) comprising shaped (spherical usually) electrodes of different materials with the low thermal linear expansion. Another peculiarity of the IES electrodes is related to the large number of circular holes with hexagonal packing, which are oriented along the normal to the electrode surfaces or along their vertical axis.

The emission electrodes of titanium - niobium and molybdenum alloys, as well as of carbon - carbon composite materials are of the most interest now. The accelerating electrodes are mainly produced of molybdenum alloys and carbon - carbon composite materials.

A continuity thermo-mechanical model was developed based on study results for the densely perforated IES electrodes. It is based on the representation of electrodes as the structurally-orthotropic shallow thin-walled spherical panels. An uneven heating of electrodes along their radius and thickness was used as the main loading factor, so that the factors of electrode filling with materials were taken into account in the reference thermo-elasticity equations and were calculated using a special algorithm.

The algorithm allows correct accounting for the proven active force loading of electrodes and thermal effect on the IES as a whole. The diagram showing the structural orthotropy coefficients as functions of the hole diameter ratio to the distance between them was plotted simultaneously.

To calculate the strain state of the spherical electrodes nonuniformly heated along the radius, a mathematical apparatus of the matrix of non-linear boundary integral and integro-differential equations in dimensionless form was used, equations of which were solved by integral methods with step-by-step temperature loading of electrodes.

When conducting multi-variate exploratory calculations, it is more advantageous to use the first approximation of the iterative process for solving corresponding integral equations not numerically, but analytically. The obtained non-linear algebraic equation of the third degree relative to the dimensionless additional lateral deflection of the internal electrode surface in its central point can be solved rather simply by the appropriate software package of MathCAD type.

The results of calculation indicated the appropriateness of the use of molybdenum and titanium-niobium alloys for the production of emission electrodes. For the accelerating electrodes, it is preferable to use carbon composites with the thickness of 1.5...2.0 mm, which are characterized by low values of additional deflections due to the relatively low values of the coefficient of linear thermal expansion.

This work was supported by the grant No. NSh-143.2012.8 of the Russian Federation President for the state support of the leading scientific schools of the Russian Federation and by the grant of the Russian Federation Government No. 11.G34.31.0022 for the state support of researches conducted under the supervision of the leading scientists at the Russian educational institutions of the higher professional education, which are gratefully acknowledged.

Конечноэлементный анализ частотных характеристик ионного двигателя космического аппарата

Медведский А.Л., Федотенков Г.В.

МАИ, г. Москва

С использованием метода конечных элементов проведен расчет частот и форм собственных колебаний ионного двигателя. Для построения конечно-элементной модели и выполнения расчетов использован программный комплекс Workbench. Опираясь на импортированную геометрическую модель и требуемые граничные условия, создана расчетная модель сборки двигателя. При построении конечно-элементных моделей деталей использован интегрированный в платформу Workbench сеточный генератор ICEM CFD, который является на сегодняшний момент одним из лучших программных продуктов, позволяющих создавать качественные гексаэдрические сеточные модели. В качестве граничных условий использованы условия жесткого защемления корпуса двигателя по нижней поверхности. Кроме того использованы контактные условия свободного проскальзывания и отсутствия перемещений по нормальям к контактным поверхностям корпуса и ускоряющих электродов ионного двигателя.

Проведен расчет первых десяти собственных частот и форм колебаний. Достоверность полученных результатов подтверждена численным исследованием сходимости, основанным на сравнении результатов, полученных на конечно-элементных сетках с разным средним размером конечного элемента.

Работа выполнена при поддержке Гранта Правительства Российской Федерации № 11.G34.31.0022 «Исследования и разработка космических высокоимпульсных высокочастотных плазмодинамических электроракетных ионных двигателей» для государственной поддержки научных исследований, проводимых под руководством ведущих ученых в российских образовательных учреждениях высшего профессионального образования.

Finite-Element Analysis of Frequency Characteristics for the Spacecraft Ion Thruster

Medvedsky A.L., Fedotenko G.V.

MAI, Moscow

The frequencies and modes of vibration of the ion thruster have been calculated using the finite-element method. Software package Workbench was used for constructing the finite-element model and performing calculations. Theoretical model of the thruster assembly was developed based on the imported geometry model and the required boundary conditions. While

developing the finite-element models of the parts, there was used a mesh generator ICFM CFD integrated into the platform Workbench. Currently, it is one of the best software products designed to create high-quality hexahedral mesh models. Conditions of thruster casing rigid fixing over the bottom surface were used as the boundary ones. Besides, the contact conditions of the free sliding motion and of the absence of movements along the normal lines to the contact surfaces of the casing and accelerating electrodes of the ion thruster were used.

First ten natural frequencies and mode shapes were calculated. The reliability of the results obtained was verified by a numerical study of convergence, based on the comparison of results obtained by the finite-element meshes with different average sizes of the finite element.

This work was supported by the grant No. NSh-143.2012.8 of the Russian Federation President for the state support of the leading scientific schools of the Russian Federation and by the grant of the Russian Federation Government No. 11.G34.31.0022 for the state support of researches conducted under the supervision of the leading scientists at the Russian educational institutions of the higher professional education, which are gratefully acknowledged.

Расчёт теплового излучения внутренней поверхности сопла двигательной установки летательного аппарата

Николаенко В.С.¹, Филиппов Г.С.¹, Ященко Б.Ю.².

¹МАИ, г. Москва; ²НПО им. С.А. Лавочкина, г. Химки

Для проведения расчетов индикатрисы инфракрасного излучения двигательной установки летательного аппарата разработана новая методика. Она основана на методе Монте-Карло. Это численный метод решения математических задач при помощи моделирования случайных величин.

Двигатель представляет собой сложную геометрическую фигуру, поэтому в расчёте принимается ряд упрощений:

- Поверхность сопла задается геометрическими элементами (фигурами), заданных в виде математических уравнений.
- В исходных данных значения температуры и степени черноты отдельных элементов поверхности сопла принимались постоянными.
- Излучение, испускаемое и поглощаемое струей выхлопных газов, не учитывается. Не учитывается наличие газа внутри сопла.
- В исходных данных для расчёта не учитывались незначительные (более сложные и мелкие детали сопла стабилизаторы, завихрители и др.).

- Каждая геометрическая поверхность разбивается на ряд элементарных поверхностей площадью $dS_{m,n}$. Для каждой элементарной поверхности задаются температура $dT_{m,n}$ и степень черноты $\alpha_{m,n}$.

Для микроэлемента излучающей поверхности случайным образом задается направление луча, выходящего из центра этого микроэлемента. Считается, что вся энергия излучения микроэлемента или (ячейки) распространяется в указанном случайном направлении. Затем рассматривается пересечение луча со всеми геометрическими поверхностями в основной системе координат (решаются совместно уравнения луча и уравнения поверхностей вращения) (рис.).

Поверхность является отражающей при выполнении условий сонаправленности, пересечения в пределах ($|Z_{max}| > |Z_{m,n}| > |Z_{min}|$). Если поверхность оказывается отражающей, то в точке их пересечения определяется новое случайное направление отражённого луча. Если ближайшей поверхностью оказывается полусфера суммирования, то луч покидает сопло, и определяются координаты пересечения его с условной полусферой суммирования. Энергия отражённого луча уменьшается в зависимости от коэффициента отражения поверхности. Координаты точки пересечения луча с полусферой суммирования и энергия луча запоминаются. Полусфера суммирования разбивается на участки. Суммируются энергии лучей, приходящихся на каждый участок. Таким образом, рассчитывается индикатриса излучения.

Предложенный метод расчёта позволит сократить сроки разработки новых ДУ, снизить затраты на экспериментальное определение их ИК излучения и разработку в целом.

Calculation of thermal radiation surface inside the nozzle propulsion system of the aircraft

Nikolaenko V.S.¹, Filippov G.S.¹, Jashenko B.J.²

¹MAI, Moscow; ²Lavochkin Association, Khimki

The new technique is developed for carrying out calculations of an indicatrix of an infrared radiation of the propulsion system (PS) of the aircraft. It is based on a Monte-Carlo method. It is a numerical method of solution of mathematical tasks by means of model operation of random values.

The engine represents the composite geometrical figure therefore in calculation a number of simplifications is accepted:

1. The surface of a nozzle is set by the geometrical elements.

2. Values of temperature and degree of blackness of separate elements of a surface of a nozzle were accepted by constants.

3. The radiation let out and absorbed by a stream of combustion gases, is not considered. Availability of gas in a nozzle is not considered.

4. In input datas for calculation were not considered slight (more the composite and fine details of a nozzle stabilizers, etc.).

Each geometrical surface breaks into a number of the partial surfaces the area $dS_{m,n}$. For each partial surface temperature $dT_{m,n}$ and blackness degree $\alpha_{m,n}$ are set. The beam direction for a microcell of the radiating surface is set in a random way. The beam leaves the center of this microcell. It is considered that all radiant energy of a microcell or extends in the specified casual direction.

Then beam crossing with all geometrical surfaces in the main frame (the equations of a beam and the equation of surface of revolutions are solved in unison) is considered (fig.).

The surface is reflecting at realization of conditions of an identical orientation, crossing in limits ($|Z_{max}| > |Z_{m,n}| > |Z_{min}|$). If the surface is reflecting, in a point of their crossing the recent casual trend of a reflected beam is defined. If the toting hemisphere appears the next surface, the beam leaves a nozzle, and coordinates of its crossing decide on the conditional hemisphere of toting. Energy of a reflected beam decreases depending on a surface reflectivity. Coordinates of a cross point of a beam with a hemisphere of toting and energy of a beam are recording. The hemisphere of toting breaks into sites. Energies of the beams falling on each site are summering. Thus, the radiation indicatrix pays off.

A new method of calculation reduces the time and cost of developing new propulsion systems.

Вычисление коэффициента эффективной теплопроводности авиационных материалов с помощью «действия»

Гарибян Б.А., Спирин Г.Г., Фрумкин Д.А.
МАИ, г. Москва

В настоящее время, имеющееся многообразие дисперсных материалов наиболее широкое применение находит в авиационно-космической технике. Исследование теплофизических свойств, в том числе коэффициента теплопроводности, дисперсных материалов – важная потребность авиационно-космической отрасли.

Как известно, изучение теплофизических свойств дисперсных материалов проводится в комплексе: теоретическое прогнозирование, численное моделирование, опытное исследование образцов с минимальным числом экспериментов.

В теоретическом аспекте и численных расчетах в работе использована теория обобщенной проводимости, а при моделировании структуры среды – метод элементарной ячейки, где для замыкания уравнений проводимости предложено применять интегральную характеристику температурного поля – «действие». «Действие» позволяет математически просто описать принятое разбиение в элементарной ячейке – структурной модели среды, а для различных типов разбиений получить многообразие формул, характерное для теории обобщенной проводимости и важное для практики.

В работе предложен алгоритм применения «действия» решения основной задачи теории обобщенной проводимости методом элементарной ячейки с линеаризацией температурного поля сечениями Релея. С помощью этого алгоритма для разных бинарных материалов матричного типа (изолированные включения, взаимопроникающие компоненты, волокнистые и пронизывающие структуры) получены новые аналитические зависимости коэффициента относительной теплопроводности от объемной концентрации менее проводящего компонента, проведены расчеты коэффициентов теплопроводности некоторых композитов, применяемых в авиационной технике. Подход к расчету коэффициента эффективной теплопроводности с помощью «действия», реализован также при численном моделировании теплопереноса в ячейке. Упомянутые выше аналитические зависимости качественно подтверждаются результатами численных расчетов.

Разработана процедура восстановления эффективного коэффициента теплопроводности бинарных сплавов с ограниченной растворимостью компонент. Для разных температур она продемонстрирована на примере системы Al-Mg. Разными методами получены значения эффективного коэффициента теплопроводности 3-компонентного сплава АМг5П.

1. Гарибян Б.А., Спири́н Г.Г. Принцип минимума «действия» в задачах стационарного теплообмена. – Научное обозрение, 2013, № 7, с. 92–98.

2. Дульнев Г.Н., Новиков В.В. Процессы переноса в неоднородных средах. – Л.: Энергоатомиздат. Ленингр. отделение, 1991. – 248 с: ил.

The calculation of the effective thermal conductivity aircraft materials using the "action"

Garibyan B.A., Spirin G.G., Frumkin D.A.

MAI, Moscow

At present, the existing diversity of particulate materials is the most widely used in aerospace engineering. Study of thermal properties, including the coefficient of thermal conductivity, particulate materials - an important need of the aerospace industry.

As is well known, the study of thermo-physical properties of the dispersed material is held in the complex: the theoretical prediction, the numerical modeling of structure, experimental study of samples with a minimum number of experiments.

In the theoretical aspect, and numerical calculations used in the theory of generalized conductivity, and for modeling the structure of the medium - the method of the unit cell, where the conduction equations for the circuit is proposed to use the integral characteristic of the temperature field - "action". "Action" can simply be described with the help of mathematically accepted partition in the unit cell - structural model, and for different types of partitions it was possible to receive a variety of formulas, characteristic of the theory of generalized conductivity and important practice.

In this paper we propose an algorithm for applying the "action" of solving the fundamental problems of the theory of generalized method of conductivity cell with a linearization of the temperature field of the Rayleigh-sections. Using this algorithm for different binary matrix type material (isolated inclusions, interpenetrating components, fiber and piercing structure). We obtain new analytical dependence of the coefficient of thermal conductivity relative to the bulk concentration of less conduction -conducting component, the calculations of thermal conductivity of some composites used in aeronautical engineering. The approach to the distribution of the effective thermal conductivity of the couple with the "action" is realized in the case of numerical modeling of heat transfer in the cell. The above-mentioned analytical expressions are qualitatively confirmed the results of numerical calculations.

We propose a reconstruction algorithm is also effective thermal conductivity of binary alloys with limited solubility of the components. For different temperatures, it was demonstrated for a system of Al-Mg. The values of effective coefficient of thermal conductivity of 3 -component alloy AMg5P (1557) were obtained.

Анализ влияния низких чисел Рейнольдса на потери в решетке на основе результатов продувки задне, передне и средненагруженных профилей

Хайрулин В.Т., Бажин С.В., Швырев А.А., Тихонов А.С.,
Гаскаров А.В., Самохвалов Н.Ю.
Авиадвигатель, г. Пермь

Для анализа влияния низких чисел Рейнольдса на потери в турбине низкого давления проведено экспериментальное исследование газодинамических характеристик трех плоских решеток турбин при низких числах Рейнольдса на стенде У300С в ФГУП «ЦИАМ».

Исследуемые решетки имеют сходную конструкцию и состоят из 6 лопаток. Решетка 1 – имеет «средненагруженные» профиля, решетка 2 – имеет «передненагруженные» профиля и решетка 3 имеет «задненагруженные» профиля. Все решетки имеют одинаковый относительный шаг и хорду, а также одинаковые конструктивные углы входа $\beta_{1к}$ и эффективные углы выхода $\beta_{2эф}$. Число Рейнольдса изменялось как путем корректировки полного давления на входе, так и изменением приведенной скорости на выходе из решетки λ_{2is} . Экспериментальное исследование проводилось с использованием турбулизирующих сеток.

Исследование показало, что:

– при пониженном уровне турбулентности на входе в решетку ($Tu = 2\%$) уровень потерь в решетках 1 и 3 примерно одинаковый, в то время как потери на решетке 2 меньше в среднем на 1.5 раза

– при среднем уровне турбулентности на входе в решетку ($Tu = 5\%$) решетка 1 и 2 имеют одинаковый уровень потерь (различие менее, чем в 1%)

– при высоком уровне турбулентности на входе в решетку ($Tu = 12\%$) решетка 2 имеет явное преимущество над решеткой 1 на рабочих режимах λ_{2is} .

Для верификации экспериментальных данных проведено численное моделирование решетки 1 и решетки 2 при степени турбулентности на входе 5%. По результатам расчета можно сделать следующие выводы:

– численное моделирование переходными RANS моделями позволяет оценить примерное место возникновения отрыва, но не позволяет оценить рост потерь при снижении числа Рейнольдса

– численное моделирование полностью турбулентными RANS моделями (k-e, k-w, SST и др.) для моделирования отрывных течений при низких числах Рейнольдса не имеет смысла т.к. данные модели не воспроизводят физически корректную картину течения, а высокий уровень потерь в таких моделях достигается за счет использования нефизично высокой турбулентной вязкости.

Analysis of Low Reynolds Numbers Effect on Cascade Losses Based on Air Blowing of Profiles Rearward, Forward and Mid-Loaded

Khairullun V.T., Bazhin S.V., Shvyrev A.A., Tikhonov A.S., Gaskarov A.V.,
Samokhvalov N.Yu.
Aviadvigatel, Perm

To analyze the effect of low Reynolds Numbers on losses in a low pressure turbine, an experimental study of three turbine two-dimensional cascades gas-dynamic characteristics was performed at low Reynolds Numbers at CIAM's U300S test bench.

The cascades have similar design and consist of 6 airfoils. Cascade 1 has profiles with loads applied to the mid-portion, Cascade 2 has profiles with loads applied forwardly and Cascade 3 has profiles with loads applied rearward. All cascades have identical pitch-chord ratio and identical flow entry angles $\beta_{1к}$ and effective flow exit angles $\beta_{2\phi}$. Reynolds Number was changed by adjusting total inlet pressure and varying corrected speed at the cascade exit λ_{2is} . Turbulizing screens were used in the experimental study.

The study has shown the following:

- with the lower turbulence level at the cascade inlet ($Tu = 2\%$) the level of losses in Cascades 1 and 3 are nearly the same, while losses in Cascade 2 are 1.5-time lower;
- with the mean turbulence level at the cascade inlet ($Tu = 5\%$) Cascades 1 and 2 have equal level of losses (lower than 1%)
- with the high turbulence level at the cascade inlet ($Tu = 12\%$) Cascade 2 has distinct advantage over Cascade 1 under operation conditions λ_{2is} .

To verify the experimental data a numerical simulation of Cascade 1 and Cascade 2 was performed at the inlet turbulence of 5%. The following conclusions can be made therefrom:

- numerical simulation based on RANS transient models makes it possible to define approximate place of flow separation but does not allow evaluating the losses increase when the Reynolds Number is becoming lower.
- numerical simulation based on RANS full turbulence models (k-e, k-w, SST, etc.) for simulating separation-induced flows at low Reynolds Numbers makes no sense because such models do not reflect a physically well-understood flow phenomenon, and the high level of losses in these models is achieved through high eddy viscosity of nonphysical nature.

Электронное согласование конструкторской документации в PDM Teamcenter

Чекрышова И.Е., Фавстова Л.А.
НПО «Сатурн», г. Рыбинск

В ОАО «НПО «Сатурн» разработана и внедрена в промышленную эксплуатацию система электронного согласования конструкторской документации (КД). Цель создания системы – уменьшение трудоемкости и сокращение сроков согласования КД в условиях территориально распределенных производственных площадей.

Основные функции автоматизированной системы (АС):

- постановка на согласование документа в электронной форме;
- обеспечение первоначального внутреннего согласования документа в конструкторских подразделениях;
- параллельное согласование с главными специалистами по технологической подготовке производства и изготовлению;

каскадная рассылка на согласование тематическим специалистам: конструктор добавляет в список согласования основных специалистов, которые могут делать дополнительную расцеховку, основной специалист аккумулирует замечания и выносит окончательную резолюцию;

обеспечение средств доработки КД по представленным замечаниям и повторной рассылки необходимым специалистам;

контроль прохождения документа автором и согласующими лицами; формирование и хранение протокола согласования со всеми замечаниями и резолюциями согласующих лиц всех этапов согласования;

автоматическое формирование и рассылка уведомлений о состоянии документа в процессе согласования, для согласующего лица, к которому направлен документ на проработку, для специалиста, превысившего регламентированные сроки согласования или доработки документа, для автора документа, по которому вынесена резолюция или полностью согласованного в системе;

формирование отчетов о процессе разработки и согласования КД по различным критериям, о ходе согласования для каждого из согласующих лиц с соответствующими резолюциями и сроками рассмотрения, о ходе доработки КД, содержащем информацию по всем циклам доработки документа конструктором с указанием времени доработки.

Согласованный КД в электронной форме распечатывается из АС в централизованном отделе печати документов, что гарантирует аутентичность электронного оригинала и бумажного подлинника КД.

Бумажный подлинник и распечатанный протокол согласования документа выносятся на комиссию по рассмотрению КД для подписания.

Внедрение системы в промышленную эксплуатацию позволило существенно уменьшить трудоемкость и сократить сроки согласования, повысить качество КД и технологической проработки.

Electronic coordination of design documentation in PDM Teamcenter

Chekryshova I.E., Favstova L.A.

NPO "Saturn", Rybinsk, Russia

The system of electronic coordination of design documentation (DD) has been developed and introduced for industrial application at NPO Saturn. The objective of this system is to reduce labor intensity and time required for DD coordination among the production facilities distributed within the company.

The main functions of the automated system (AS) are as follows:

Electronic coordination of documents;

Ensuring initial internal coordination of a document in the design subdivisions;

Parallel coordination with the chief specialists responsible for technological reproduction and manufacture;

Cascade distribution for coordination among thematic groups of specialists: the designer supplements the coordination list with the main specialists, who can make additional shop-to-shop routing; the main specialist accumulates observations and takes a final decision;

Ensuring DD development means according to presented observations and recurrent distribution among relevant specialists;

Control of the author's and coordinating persons familiarization with the document;

Drawing up and storage of the coordination protocol with all comments and resolutions of the relevant persons at all stages of document coordination;

Automatic drawing up and distribution of notifications concerning the document status in the process of coordination, for the coordinating person to whom the document is delivered for working out, for the specialist who exceeded the scheduled time for document coordination or updating, for the author of the document for which the resolution has been taken or that has been completely coordinated in the system;

Drawing up reports on the process of DD development and coordination according to various criteria, on the course of coordination events for each relevant person with corresponding resolutions and time for consideration, on the course of DD development, which contain information concerning all cycles of the document development by the designer stating the time of development.

The centralized department responsible for printing out documents will print out the coordinated electronic DD from AS, which guarantees authenticity of the hard and soft copies of the original DD.

The paper version of the original and the printed out document coordination protocol are presented to the DD approval committee to be signed off.

Implementation of the automated system enabled to significantly reduce labor intensity and time required for document coordination, improve quality and operation analysis of DD.

Моделирование процесса эрозии ускоряющего электрода ионно-оптической системы ионного двигателя

Абгарян В.К., Ахметжанов Р.В., Кузнецов А.А., Обухов В.А., Черкасова М.В., Лёб Х.

МАИ, г. Москва

Объектом моделирования является трехэлектродная ионно-оптическая система, основными элементами которой являются эмиссионный (ЭЭ), ускоряющий (УЭ) и замедляющий (ЗЭ) электроды. Рассматриваются перфорированные электроды с множеством соосных отверстий. В качестве материала ускоряющего электрода выбран графит, как имеющий один из самых низких коэффициентов распыления среди технологических материалов.

Цель моделирования - получение временной картины изменения поверхности ускоряющего электрода, как наиболее страдающего от бомбардировки вторичными ионами. Изменение формы ускоряющего электрода влечет за собой искажение электростатического поля ИОС, что в свою очередь, вызывает увеличение расходимости ионного пучка и уменьшение удельного импульса двигателя.

Медленные вторичные ионы образуются как в объеме первичного пучка ионов (в пространстве между эмиссионным и замедляющим электродами), так и в зоне нейтрализации, как результат резонансной перезарядки при взаимодействии быстрых ионов ксенона первичного пучка с медленными атомами ксенона, истекающего из разрядной камеры через отверстия в ЭЭ и УЭ. Ионы перезарядки под действием электростатического поля электродов двигаются в сторону ускоряющего электрода и выпадают на его поверхность, вызывая эрозию.

Моделирование электростатического поля ИОС выполнено с помощью программного комплекса IGUN. На основании расчета поля и объёмного заряда проведено моделирование траекторий ионов перезарядки из обеих областей с целью определения распределения бомбардирующих вторичных ионов по поверхности УЭ, определены их скорости и углы падения на поверхность. Показано при этом, что поток ионов перезарядки из зоны нейтрализации соизмерим с потоком вторичных ионов из межэлектродного пространства.

Получена первичная оценка скорости эрозии ускоряющего электрода соответствующей ресурсу примерно 23000 часов. Рассчитан профиль локальной эрозии поверхности УЭ с шагом по времени 100 часов. Характер разрушения поверхности и масштаб полученных величин соответствуют известным экспериментальным данным.

Работа выполнена в рамках Гранта Правительства РФ № 11.G34.31.0022 «Исследования и разработка космических высокоимпульсных высокочастотных плазмодинамических

электроракетных ионных двигателей» для государственной поддержки научных исследований, проводимых под руководством ведущих ученых в российских образовательных учреждениях высшего профессионального образования, а также Гранта Президента Российской Федерации по поддержке ведущих научных школ Российской Федерации НШ-143.2012.8.

Simulation of Erosion of the Accelerating Electrode of the Ion Thruster Ion-Extraction System

Abgaryan V.K., Akhmetzhanov R.V., Kuznetsov A.A., Obukhov V.A.,
Cherkasova M.V., Horst Loeb
MAI, Moscow

A three-electrode ion-extraction system with the emission electrode (EE), accelerating electrode (AE) and decelerating electrode (DE) as its primary elements was the simulation object. Perforated electrodes with multiple coaxial holes are considered. Graphite was selected as the accelerating electrode material, as it has one of the lowest sputtering coefficients among the technologic materials.

The simulation was aimed at defining the surface variation in time for the AE as for the most suffering from the bombardment by secondary ions. Changes in the AE shape entail a distortion of the IES electrostatic field, that in turn causes an increase in the ion beam divergence and a reduction in the specific impulse of the thruster.

Slow secondary ions originated both within the volume of the primary ion beam (in the space between the EE and the DE) and within the neutralization zone as a result of resonant charge exchange during the interaction of fast xenon ions of the primary beam with the xenon atoms flowing out from the discharge chamber through the holes in the EE and AE. Under the action of electrostatic field of the electrodes, the charge-exchange ions move towards the AE, and fall on its surface causing erosion.

The IES electrostatic field was modeled using the software package IGUN. Based on the calculation of the field and space charge, the trajectories of the charge-exchange ions from both regions were simulated to define the distribution of the secondary ions bombarding the AE surface, their velocities and the angles of incidence onto the surface were defined. It is shown also that the flow of charge-exchange ions from the neutralization zone is commensurable with the flow of secondary ions from the interelectrode gap.

The initial estimate for the AE rate of erosion corresponding to the lifetime of about 23,000 hours was obtained. The profile of the AE surface local erosion was calculated with the time step of 100 h. The nature and scale of the surface destruction were in good agreement with the known experimental data.

This work was made under the support of the integrated project «Creation of high-tech production and testing base for the development, testing and industrial electric thruster of new generation - radio-frequency low-power ion thrusters» No 02.G25.31.0072 and the grant of the Russian Federation President for the state support of the leading scientific school of the Russian Federation NSh-143.2012.8 which is gratefully acknowledged.

Спектральные и корреляционные характеристики звуковых волн плазменного актуатора, встроенного в сопло самолета

Черноусов А.Д.^{1,2}, Малахов Д.В.¹, Скворцова Н.Н.¹

¹ИОФ РАН, ²АКИН, г. Москва

С начала 2000-х годов активное управление воздушным потоком при помощи плазменных актуаторов стало набирать все большую популярность. Главное преимущество этого метода в том, что он направленно преобразует электрическую энергию в кинетическую без вовлечения движущихся механических частей. При этом время отклика такой системы очень мало, что позволяет управление в реальном времени при высокой частоте. В ИОФ РАН были разработаны многоискровые актуаторы «RING-1» и «RING-2», которые работают на принципе скользящего разряда, и могут быть встроены в сопло самолета. Изучение характеристик акустических волн, образующихся в сопле в результате работы актуатора, является важным, поскольку они могут влиять на шумность истекающего из сопла потока.

Целью данной работы являлся сравнительный анализ спектров акустических волн, получаемых в результате работы плазменных актуаторов на воздушный поток, истекающий из сопел. Исследования проводились для актуаторов различной конструкции и различной формы сопел. Для этого были решены следующие задачи:

- Сортировка и анализ экспериментальных данных, полученных при работе актуаторов RING1 и RING2 без потока газа (эксперимент в ИОФ РАН).

- Сортировка и анализ экспериментальных данных с актуаторами RING1 и RING2, встроенными в экспоненциальное сопло. Моделировалось истечение потока газовой смеси из сопла реального самолета (эксперимент в ЦАГИ).

- Разработка алгоритма и создание программы для исследования спектральных и корреляционных характеристик акустических сигналов такого типа.

- Оценка спектральных и корреляционных характеристик акустических сигналов в экспериментах с двумя типами актуаторов без и с потоками газа.

- Сравнительный анализ спектральных и корреляционных характеристик акустических сигналов, получаемых на выходе из сопла при взаимодействии воздушного потока с плазмой актуаторов различных конфигураций, полученных на выходе из сопл.

При помощи созданного в среде MatLab программного комплекса были исследованы спектральные и корреляционные характеристики акустических сигналов, что позволило построить физическую модель работы плазменного актуатора в сопле самолета. С помощью разработанной методики исследований показана перспективность использования влияния плазменных актуаторов на воздушный поток, проходящий через сопло.

Spectral and correlation characteristics of the sound waves of plasma actuator flush-mounted in the aircraft nozzle

Chernousov A.D.^{1,2}, Malakhov D.V.¹, Skvortsova N.N.¹

¹GPI RAS, ²JSC «Andreyev Acoustics Institute», Moscow

Since the beginning of the 2000s active airflow control with help of plasma actuators began to gain more and more popularity. The main advantage of this process is that it directly converts electric energy into kinetic energy without involving moving mechanical parts. Secondly, its response time is very short and enables a real-time control at high frequency. Their own versions of plasma actuators were designed by GPI RAS and named RING-1 and RING-2. These devices operate on the principle of sliding discharge and can be embedded on the perimeter of the nozzle. Study characteristics of acoustic waves generated in the nozzle as a result of the actuators work is important, because they may affect to the noise issuing from the nozzle flow.

The aim of this study was comparative analysis of the spectra of acoustic waves produced as a result of work of plasma actuator for air flow flowing out of the nozzle. Research carried out for the actuators of various designs and different shapes of nozzles. This was solved by the following:

- Sorting and analysis of experimental data obtained in the work of the actuators and RING1 RING2 without gas flow (experiment in GPI RAS).

- Sorting and analysis of experimental data with actuators RING1 and RING2, built- in exponential nozzle. Modeled the outflow of the gas mixture from the nozzle of the real aircraft (experiment in TsAGI).

- Development of an algorithm and create a program for the study of spectral and correlation characteristics of the acoustic signals of this type.

- Evaluation of spectral and correlation characteristics of the acoustic signals in experiments with two types of actuators with and without gas flow.

- Comparative analysis of the correlation and the spectral characteristics of the acoustic signals received at the outlet of the nozzle when air flow

interaction with the plasma actuator various configurations obtained at the outlet from the nozzles.

With the help of the created in environment MatLab software program complex were investigated spectral and correlation characteristics of the acoustic signals, which allowed us to construct a physical model of a plasma actuator in the nozzle plane. With the help of the developed research methodologies proven promising affect of plasma actuators for air flow through the nozzle.

Математическая модель горения и детонации компонентов ракетного топлива с оценкой параметров продуктов горения и детонации на основе применения научно-методического подхода решения системы уравнений химического равновесия

Чертов Е.А.

МАДИ, г. Москва

Цель данной работы заключалась в разработке математической модели горения и детонации компонентов ракетного топлива для ракет-носителей сверхтяжелого класса, основной функцией, которой является определение состава и концентраций продуктов горения и детонации компонентов ракетного топлива.

На первом этапе разработки был проведен анализ основных методических подходов и математических моделей, необходимых для решения данной задачи. При этом используются два научно-методических подхода (метод минимизации свободной энергии Гиббса и решение системы уравнений химического равновесия).

На втором этапе были проведены необходимые расчеты с помощью двух методов, результаты которых представлены и проанализированы в данной работе с учетом исходных данных.

Результатом выполненной работы являлась разработка математической модели горения и детонации компонентов ракетного топлива для ракет-носителей сверхтяжелого класса, а также научно-методический подход решения системы уравнений химического равновесия.

Mathematical model of burning and detonation of components of rocket fuel with an assessment of parameters of products of burning and a detonation on the basis of application of scientific and methodical approach of the decision of system of the equations of chemical balance

Chertov E.A.

MADI, Moscow

The purpose of this work consisted in development of mathematical model of burning and a detonation of components of rocket fuel for carrier rockets

of a superheavy class, the main function which definition of structure and concentration of products of burning and a detonation of components of rocket fuel is.

At the first development stage the analysis of the main methodical approaches and the mathematical models necessary for the solution of this task was carried out. Two scientific and methodical approaches (a method of minimization of free energy of Gibbs and the decision of system of the equations of chemical balance) are thus used.

At the second stage necessary calculations by means of two methods which results are presented and analysed in this work taking into account basic data were carried out.

Result of the performed work was development of mathematical model of burning and a detonation of components of rocket fuel for carrier rockets of a superheavy class, and also scientific and methodical approach of the decision of system of the equations of chemical balance.

Шаговый привод с механическим побуждением и нулевым обратным усилием для планирующих систем на основе мягких оболочек

Швед Ю.В.

МАИ, г. Москва

Управление планирующими системами на основе мягких оболочек имеет следующие особенности:

Управление ведется подмоткой строп, причем в зависимости от режима на стропе всегда в той или иной степени присутствует натяжение. Соответственно, сервоприводы управления вынуждены иметь в своем составе помимо датчика обратной связи также тормоз и муфту сцепления, в противном случае на поддержание момента придется постоянно затрачивать энергию.

Управление характеризуется большими и быстрыми рабочими ходами, а также неравномерной нагрузкой, что вынуждает перетяжелять двигатели лебедки или использовать накопители энергии вращения, разгружающие двигатель на пиковых нагрузках. С другой стороны, эта особенность позволяет обойтись приводами без прецизионных механизмов и с крупным шагом перемещений.

Если использовать дозированное (шаговое) перемещение исполнительного механизма, в данном случае поворот лебедки на определенный угол, то надобность в контуре обратной связи отпадет. Но шаговые двигатели имеют предел усилия, после которого происходит срыв синхронизации. Это вынуждает использовать шаговые двигатели с завышенным на расчетную перегрузку усилием удержания. Кроме того, для поддержания момента шагового электродвигателя требуются

постоянные затраты энергии, что вынуждает использовать тормоз и муфту сцепления и в этом случае.

Целью работы является создание привода с отсутствием необходимости в обратной связи, тормозе и сцеплении, что позволит упростить, удешевить и облегчить его.

Цель достигается тем, что обеспечивается дозированное перемещение исполнительного механизма, а также его фиксация, посредством кинематического звена палец-кольцо. Приводному кольцу обеспечивается возможность проворота вокруг пальцев (зубцов) с необходимым усилием, обеспечиваемым двигателем привода. Ось вращения кольца закреплена на приводе, а пальцы – на исполнительном механизме. Для облегчения вращения кольцо может снабжаться роликами. Для обеспечения устойчивой фиксации кольца на пальце, препятствующей смещению исполнительного механизма под действием нагрузки, кольцо может выполняться с упругим звеном и заглабливаться на прямой участок пальца.

Step drive gear with mechanical motivation and zero return effort for planning systems on the basis of soft mantles

Shved Yu.V.

MAI, Moscow

Control of planning systems on the basis of soft mantles has the following features:

1. Control is conducted by a reeling the sling, and depending on a mode on a sling always to some extent there is a tension. Respectively, servo mechanisms of Control are compelled to incorporate besides the feedback sensor also a brake and a clutch coupling, otherwise it is necessary to spend energy for maintenance of the moment constantly.

2. Control is characterized by big and fast working courses, and also uneven loading that compels burden the engines of a winch or to use stores of energy the rotations unloading the engine on peak loadings. On the other hand, this feature allows to do drive gears without precision gears and with a big stride of conveyances.

If to use the dosed (step) conveyance of the executive gear, in this case winch turning movement on a certain corner, need for a circuit of feedback will disappear. But step engines have a limit of effort after which there is a synchronization failure. It compels to use step engines with the effort of deduction overestimated by a settlement overload. Besides, for maintenance of the moment of the step electric motor constant expenses of energy that compels to use a brake and a clutch coupling and in this case are required.

The purpose of work is drive gear creation with lack of need for feedback, a brake and clutch that will allow to simplify, reduce the price and facilitate it.

The goal is reached by that the dosed conveyance of the executive gear, and also its fixing, by means of a kinematic link a finger ring is provided. Possibility of a pro-collar round fingers (teeth) with the necessary effort provided with the engine of a drive gear is provided to a driving ring. The fulcrum pin of a ring is fixed on a drive gear, and fingers – on the executive gear. For simplification of rotation the ring can be supplied with rollers. For ensuring steady fixing of a ring on a finger, interfering offset of the executive gear under the influence of loading, the ring can be carried out with an elastic link and be buried on a direct site of a finger.

Определение полноты сгорания в камере модельной установки при различных геометрических параметрах

Широков И.Н., Ляшенко А.И., Абашев В.М.

МАИ, г. Москва

В работе представлены результаты исследования двухконтурной камеры сгорания, применяемой в прямоточных воздушно-реактивных двигателях твёрдого топлива.

Расчетно-теоретические исследования проведены в программных комплексах ANSYS (Fluid Flow CFX) и SolidWorks Simulation. В системе SolidWorks исследовались процессы смешения «холодных» воздушных потоков в камере модельной установки. Моделирование процессов горения и смешения сверхзвукового «холодного» потока воздуха с дозвуковой «горячей» смесью пропана и воздуха проводилось в системе ANSYS. Сделано уточнение диапазонов изменения геометрических параметров для снижения объёма экспериментальных работ.

Спроектирована и изготовлена модельная экспериментальная установка, состоящая из камеры сгорания, плоского сопла и блока смешения. Она устанавливается в рабочей части «Модельной аэродинамической установки». Выполнен анализ структуры течения в тракте камеры.

Проведены предварительные экспериментальные работы на «Модельной аэродинамической установке». Анализ результатов экспериментов позволил скорректировать критерии оценки полноты сгорания в камере и выбрать оптимальные геометрические параметры.

Работа проводится при поддержке РФФИ, проект № 11-08-00283-а.

Determination of completeness of combustion in the chamber of model plant for different geometrical parameters

Shirokov I.N., Ljashenko A.I., Abashev V.M.
MAI, Moscow

The results of the study double-circuit combustion chamber used in the ramjet engines are presented.

The computational and theoretical studies were performed in the software packages ANSYS (Fluid Flow CFX) and SolidWorks Simulation. In SolidWorks studied mixing processes of "cold" airflow in the chamber of model plant. Modeling of combustion and mixing of supersonic "cold" airflow with a subsonic "hot" mixture of propane and air was conducted in the system ANSYS. Made refinement range changes of geometrical parameters for the reduction of experimental work volume.

Designed and constructed an experimental model setting consisting of a combustion chamber, a flat nozzle and the mixing unit. It is set in the working part of the "model of aerodynamic setup". The analysis of the flow structure in the path of the camera is performed.

Preliminary experimental work on "model of aerodynamic setup" is conducted. Analysis of the experiment results allowed adjusting the criteria for assessing the completeness of combustion in the chamber and selecting the optimal geometric parameters.

The work is supported by RFBR, project number 11 -08- 00283 -a.

Тепловая модель связки двигателей электроракетной двигательной установки на основе ВЧИД

Балашов В.В., Моголкин А.И., Хартов С.А., Шлыгин А.В.
МАИ, г. Москва

Связка двигателей (двигательный модуль) состоит из восьми двигательных блоков, каждый из которых включает в себя высокочастотный ионный двигатель мощностью 35 кВт с катодом-нейтрализатором, ВЧ-генератор, блок газораспределения (БГР) и систему питания и управления (СПУ).

Конструкция двигательного модуля выполнена по трёхуровневой концентричной схеме. Соединение уровней между собой обеспечивается с помощью системы ферм. На первом уровне расположена СПУ и фланцы для установки двигателей и катодов-нейтрализаторов с блоками инициации разряда. На втором уровне расположены БГР для двигателей и нейтрализаторов. Третий уровень содержит элементы крепления двигательного модуля к космическому аппарату.

Кожух каждого двигателя разделен на несколько секций с различными излучательными характеристиками, что позволяет направить тепловые потоки в направлении, противоположном от оборудования двигательного модуля.

Статический тепловой расчёт проведен с использованием метода конечных элементов с помощью программного пакета ANSYS. Для построения конечно-элементной модели и выполнения расчётов использован программный комплекс Workbench. Расчётная модель создана на основе разработанной геометрической модели связки двигателей и требуемых граничных условий. При построении конечно-элементных моделей деталей двигателя и двигательного модуля использован интегрированный в платформу Workbench сеточный генератор ICEM CFD. Проведённый расчёт позволил получить поля распределения температур во всех элементах связки двигателей.

Работа выполнена при поддержке Гранта Правительства Российской Федерации № 11.G34.31.0022 «Исследования и разработка космических высокоимпульсных высокочастотных плазодинамических электроракетных ионных двигателей» для государственной поддержки научных исследований, проводимых под руководством ведущих ученых в российских образовательных учреждениях высшего профессионального образования и Гранта Президента Российской Федерации по поддержке ведущих научных школ Российской Федерации НИШ-143.2012.8.

Thermal Model of the Thruster Cluster of the Electric Propulsion System Based on RFIT

Balashov V.V., Mogulkin A.I., Khartov S.A., Shlygin A.V.
MAI, Moscow

A thruster cluster (thruster module) consists of eight thruster units, each of which includes a 35 kW radio-frequency (RF) ion thruster with the cathode-neutralizer, RF generator, gas-distribution unit (GDU), and power processing unit (PPU).

The thruster module has a three-level concentric structure. The levels are interconnected by a frame system. PPU and flanges for mounting thrusters and cathode-neutralizers with discharge-initiation units are located at the first level. The GDUs for thrusters and neutralizers are located at the second level. The third level contains elements used to fix thruster module to the spacecraft structure.

Each thruster casing is divided into several sections with different radiative properties, allowing directing heat flows from the thruster module components.

Static thermal analysis was conducted by the finite-element method using the software package ANSYS. For constructing the finite-element model and making calculations, the software package Workbench was used. The computational model is based on the developed geometric model of thruster cluster and the required boundary conditions. While developing the finite-element models of the thruster and thruster module parts, there was used a mesh generator ICEM CFD integrated into the platform Workbench. The temperature distribution fields were defined by calculation for each element of the thruster cluster.

This work was supported by the grant No. NSh-143.2012.8 of the Russian Federation President for the state support of the leading scientific schools of the Russian Federation and by the grant of the Russian Federation Government No. 11.G34.31.0022 for the state support of researches conducted under the supervision of the leading scientists at the Russian educational institutions of the higher professional education, which are gratefully acknowledged.

Разработка литий-ионных аккумуляторных батарей для авиационно-космических и наземных применений

Груздев А.И., Шурыгин П.К.
АВЭКС, г. Москва

Целью разработки является создание нового поколения электрических накопителей на базе литий-ионных аккумуляторных батарей (ЛИЭН) для авиационных, космических и наземных применений.

В отличие от щелочных и кислотных аккумуляторных батарей ЛИЭН – сложное электротехническое устройство на базе литий-ионных аккумуляторов, имеющее в своем составе электронные и электротехнические блоки и системы.

Неотъемлемым и ключевым элементом ЛИЭН, определяющим не только его функциональные возможности, но и его технический облик, является система контроля и управления (СКУ). Она обеспечивает повышение:

- Безопасности и надежности работы благодаря контролю за состоянием каждого аккумулятора в батарее.
- Ресурса работы аккумуляторов за счет исключения опасных для них режимов работы.
- Отказоустойчивости накопителя, путем автоматического устранения последствий отказа единичных аккумуляторов и других элементов устройства.
- Удобства эксплуатации и ремонта устройства, предоставляя пользователю информацию о текущих и прогнозируемых параметрах АБ, о «слабых» или отказавших аккумуляторах и узлах.

Фактической емкости АБ за счет:

- реализации наиболее эффективных методов ее заряда,
- балансировки напряжений аккумуляторов,
- вывода из силовой цепи или токовой разгрузки потерявших емкость аккумуляторов.

ОАО «АВЭКС» имеет многолетний опыт разработок СКУ и литий-ионных аккумуляторных батарей для применения на необитаемых космических аппаратах, подводных аппаратах, электромобилях и на различных стационарных объектах. Предприятие имеет большой задел по созданию высоковольтных батарей различного, в том числе космического назначения, а также аккумуляторных батарей мегаваттного класса для морских и стационарных применений.

В настоящее время в кооперации с ОАО «НИИ электроугольных изделий» ведутся работы по созданию параметрического ряда аккумуляторных батарей для межвидового применения в объектах вооружений и военной техники. На базе отечественной электронной компонентной базы разработаны микропроцессорные системы контроля и управления для 4-х типов литий-ионных аккумуляторных батарей.

Также ведутся предпроектные работы по созданию стартерных литий-ионных аккумуляторных батарей и батарей среднего режима разряда для систем электропитания беспилотных и пилотируемых летательных аппаратов.

Development of lithium-ion storage batteries for aerospace and ground applications

Gruzdev A.I., Shurygin P.K.

“AVECS” JSC, Moscow

The objective of this development is to create a new generation of electrical accumulators on the basis of lithium-ion storage batteries (LISB) for aviation, space and ground applications.

As distinct from alkaline and acid batteries, the LISB is a complex electrical device on the basis of rechargeable lithium-ion cells comprising electronic and electric units and systems.

The integral and key element of the LISB, which defines not only its functional capabilities, but also its technical concept, is the monitoring and control system (MCS). This system allows for:

- Improving safety and reliability of operation through monitoring the condition of any of battery cells.
- Extending the service life of cells by virtue of preventing them from operating under dangerous conditions.
- Improving failure safety of the storage battery by way of eliminating effects of failure of single cells and other elements of the device.

- Increasing the level of serviceability and maintainability by providing the user with information on current and expected battery parameters, “weak” or faulty cells and assemblies.

Gaining the actual battery capacity by:

- implementing the most effective methods of its charging,
- balancing voltages of cells,
- disconnecting the cells, which show an evidence of capacity loss, from the power or current-discharge circuits.

“AVECS” JSC has a many years' experience in development of MCS and lithium-ion storage batteries for application in unmanned spacecraft, undersea vehicles, electrically-driven cars and a variety of stationary objects. The enterprise has a great deal of technology advance in creating high-voltage batteries of various, including space, applications, as well as megawatt-class storage batteries for marine and stationary applications.

At the present time the enterprise in cooperation with the “Electric carbon product research institute” JSC conducts the work on creation of a parameters series of storage batteries for inter-specific application in armament and military equipment. On the grounds of the national electronic component basis, the monitoring microprocessor systems have been developed for four types of lithium-ion storage batteries.

Also, the front end engineering design work is in progress to create lithium-ion starter batteries and medium-duty discharge batteries for power supply systems of unmanned and manned flight vehicles.

Влияние жесткости прижимного демпфера сухого трения на динамические характеристики лопадки вентилятора

Яковкин В.Н.¹, Бессчетнов В.А.²

^{1,2} ПНИПУ, ^{1,2} Авиадвигатель, г. Пермь

Одним из способов снижения динамических напряжений в лопадке вентилятора является использование прижимного демпфера сухого трения [1]. Применение демпфера может способствовать изменению динамических характеристик лопадки, что также следует учитывать.

Для оценки влияния жесткости демпфера был применен метод экспресс оценки [4]. Контактное взаимодействие воспроизводилось за счет использования нормальных и тангенциальных пружин, которые имитировали трение демпфера о лопадку. Реализация метода была проведена в программном комплексе ANSYS. Из расчетного исследования по изгибной и крутильной форме колебаний лопадки в составе с различными прижимными демпферами (различными по жесткости) было выявлено следующее:

- чем выше демпфирующая способность прижимного демпфера, тем выше влияние демпфера на динамические характеристики лопадки;

- собственная частота колебаний лопатки возрастает с увеличением силы прижатия демпфера: по изгибной форме колебаний возрастание частоты на $\approx 0,3$ % при заклинивании демпфера, по крутильной форме на ≈ 6 %.

- чем жестче демпфер, тем выше его влияние на динамические характеристики лопатки с увеличением силы прижатия;

- при малом уровне прижатия демпферы различных конструкций (жесткостей) имеют одинаковое влияние на динамические характеристики лопатки (при условии, что демпферы контактируют в одинаковых местах);

- изгибная и крутильная форма колебаний изменялась незначительно. Заклинивание перемещений лопатки в зоне трения, также, зависело от жесткости демпфера.

Библиографический список

Н.Н. Серебряков. Разработка методов повышения эффективности демпфирования колебаний лопаток вентиляторов, компрессоров и турбин авиационных ГТД: Диссертация на соискание уч. ст. кандидата тех. наук: -М.: 2012. – 144 с., ил.

И.И. Блехман, Г.Ю. Джанелидзе. Вибрационное перемещение: -М.: Наука, 1964. - 412 с., ил.

Г.С. Писаренко. Вибропоглощающие свойства конструкционных материалов: справ. пособие. –Киев: Наукова думка, 1971. – 369 с., ил.

Яковкин В.Н., Бессчетнов В.А. Расчетная оценка эффективности демпфера сухого трения для полый широкохордной лопатки вентилятора. Известия Самарского научного центра Российской академии наук, том 14, №4(5), 2012.

The influence of the stiffness of the pressure exerting coulomb-friction damper on the dynamic characteristics of the fan blade

Yakovkin V.M.¹, Besschetnov V.A.²

^{1,2} Perm National Research Polytechnic University, ^{1,2} OJSC «Aviadvigatel», Perm

One way to reduce the dynamic stresses in a fan blade is to use a pressure exerting coulomb-friction damper [1]. The use of the damper may lead to the change of the dynamic characteristics of the blade, which should also be taken into account.

To assess the effect of the damper stiffness the method of rapid assessment was used [4]. The contact interaction was reproduced by the use of normal and tangential springs that simulated the friction of the damper on the blade. The implementation of the method was performed using the software package ANSYS. The computational evaluation of flexural and torsion modes with

different pressure exerting dampers (with different stiffness) revealed the following:

- the stiffer damping capacity of the pressure exerting damper results in higher influence on dynamic characteristics of the blade;

- the frequency of self-oscillation of the blade increases with increasing the application force on the damper: the flexural mode – the increase of the frequency on 0.3 % while jamming, the torsion mode - the of the increase on 6%;

- the stiffer damper , the higher its influence on the dynamic characteristics of the blade with increasing the application force;

- at a low level of pressing dampers of different design (stiffness) have the same influence on the dynamic characteristics of the blade (if the dampers are in the same contact areas);

- the flexural and torsional vibration mode varied slightly. Jamming the blade in the friction zone is also dependent on the stiffness of the damper.

References

1. N.N. Serebyakov. The development of methods to increase efficiency of damping oscillations of the fan blades, compressors and turbines of gas turbine engines: f thesis for the degree of Candidate of Technical Sciences: - M: 2012. – 144 p.,il.

2. I. I. Blehman, G. Yu. Junelidze. Oscillatory displacement: - M: Science, 1964. – 412 p.,il.

3. G. S. Pisarenko. Vibration-absorbing capacity of structural materials: handbook. – Kyiv: Naukova dumka, 1971. 369 p., il.

4. V.N. Jakovkin, V.A. Besschetnov. Izvestija Samarskogo nauchnogo centra Rossijskoj akademii nauk, 2012, vol. 14, no. 4 (5).

О расчете критических частот вращения роторов гтд на основе различных компьютерных технологий

Яркин А.Н., Воинова В.В.

НПО «Сатурн», г. Рыбинск

Задача анализа динамических характеристик вращающихся конструкций, в частности расчет критических скоростей роторов, является одной из наиболее важных при проектировании и доводке ГТД.

В настоящее время для расчета критических скоростей преимущественно используются специализированные программы, основанные на представлении колебаний ротора как поперечных колебаний стержня переменного поперечного сечения.

При использовании таких программ возникает погрешность при определении податливости ротора, так как жесткости отдельных конструктивных элементов учитываются осредненно.

Уменьшить погрешность расчета позволяет использование программ, основанных на методе конечных элементов.

В данной работе рассмотрена возможность расчета критических скоростей роторов с помощью программного комплекса ANSYS на примере двухопорного ротора с тремя дисками.

Задача решена в трехмерной постановке. Для описания модели использовались трехмерные мембранные элементы типа shell с учетом толщины, опоры ротора смоделированы элементом типа combin (spring-damper). Было принято, что тепловое состояние для учета изменения упругих свойств материала изменяется по линейному закону на основе теплового анализа, проведенного в двух граничных точках: при 0 об/мин и максимальных оборотах ротора.

Элементы типа shell были выбраны для уменьшения размерности модели в сравнении с элементами типа solid. Модель ротора содержит 76000 узлов и 73000 элементов. Лопатки рабочих колес выполнены абсолютно жесткими для исключения лопаточных частот и снижения объема проводимых вычислений.

Задача в трехмерной постановке была выбрана с учетом дальнейшего расширения исследуемой области (влияние анизотропной жесткости опор и корпусных элементов на точность определения критических частот вращения ротора).

Анализ полученных результатов показал, что данная модель ротора точно описывает его динамические характеристики при сравнении расчетных критических частот с частотами, полученными экспериментальным путем (наибольшая погрешность менее 4%), что может свидетельствовать о правильности принятых технических решений при разработке модели.

Calculation of gas-turbine engine rotor critical speeds based on various computer technologies

Yarkin A.N., Voinova V.V.
NPO Saturn, Rybinsk

The task of the rotating structures dynamic characteristics analysis, particularly computation of the rotor critical speeds, is one of the most important during gas-turbine engines design and development.

Nowadays, to calculate critical speeds, priority is given to specialized programs based on understanding of the rotor oscillations as lateral oscillations of a varied cross-section rod.

With the use of such programs errors at determining the rotor flexibility arise, because stiffness of individual structural elements is averaged.

Use of the programs based on the finite element method enables reduction of calculation errors.

In this study the possibility of critical rotor speeds computation with the help of ANSYS software system in terms of the two-support rotor with three disks is considered.

3D models were used to solve the task. To describe the model, 3D membrane elements of the shell type with regard to thickness were used, the rotor bearings were simulated with the combin-type (spring-damper) element. To account for changes of the material elastic behavior, the thermal state was assumed as varied to the linear law based on the thermal analysis conducted at two boundary points: 0 rpm and maximum rpm.

The elements of the shell type were selected to reduce the model size compared to the elements of the solid type. The rotor model contains 76000 assemblies and 73000 elements. The rotor wheel blades are made absolutely stiff to eliminate blade frequencies and reduce the volume of the conducted computations.

3D modeling was selected in view of further extension of the field of research (the effect of anisotropic stiffness of the supports and casing elements on the accuracy of the rotor critical speeds determination).

The analysis of the results shows that this rotor model precisely describes its dynamic characteristics while comparing design critical speeds with the speeds obtained experimentally (the maximum error less than 4%), that gives evidence of correctness of technical solutions taken during the model development.



Ростех

РТ-Химкомпозит

Холдинговая компания ОАО «РТ-Химические технологии и композиционные материалы» входит в структуру ГК «Ростехнологии».

В состав ОАО «РТ-Химкомпозит» вошли стратегически важные для России предприятия и научные центры. Основное направление деятельности этих предприятий - проведение научных исследований и инновационных разработок в области создания новых материалов, уникальных конструкций, технологий и серийное производство наукоемкой продукции для космоса, авиационной техники, военной техники и вооружения, наземного и водного транспорта, энергетики, химическое производство для многих отраслей промышленности.

Предприятия Холдинга осуществляют следующие виды деятельности:

- разработка и серийное производство широкой номенклатуры исходных материалов для ПКМ (полимерные смолы, исходные компоненты и пр.);
- проектирование и разработка РКД деталей и агрегатов из полимерных композиционных материалов (ПКМ);
- разработка технологий изготовления изделий из композиционных материалов;
- научно-исследовательские работы и научно-исследовательские и опытно-конструкторские работы по основным направлениям холдинга;
- научные исследования с полным сопровождением химико-аналитических и физико-химических методов исследований, разработка, конструирование и изготовление контрольно-измерительных приборов и систем контроля;
- производство малотоннажной и крупнотоннажной химии;
- прочие работы, в том числе по тематике коксохимического производства, разработка оборудования использующего токи высокой частоты, производство бора и его соединений и др.



**ГНЦ РФ ОАО «ОНПП
«Технология»**

Одним из ведущих предприятий Холдинга является ОАО «ОНПП «Технология», которое представляет собой уникальный для российской экономики центр компетенции. Предприятие состоит из Государственного научного центра Российской Федерации, выполняющего фундаментальные, опережающие исследования и прикладные разработки, и современного серийного производства изделий из полимерных композитов, керамических и стеклообразных материалов.

4. Информационно-телекоммуникационные технологии

4. Information and Telecommunication Technologies

Пассивная система определения координат летательного объекта в пространстве

Асланов Т.Г.

ЦНИРТИ им. академика А.И. Берга, г. Москва

Во время боевых действий радиолокационные станции (РЛС) становятся легкой мишенью для врага, этим и обосновывается необходимость и возможность создания пассивной системы определения координат летательных аппаратов (ЛА) в пространстве. Для этого мною предложена структурная схема системы и показано, как в реальном масштабе времени с использованием 4 и более наземных датчиков определить координаты ЛА, и вектор его скорости.

Автором предлагается использовать на ЛА сигнал псевдослучайной последовательности радиочастот (ППРЧ), и определение координат ЛА предполагается осуществлять по разности времен (расстояний) прихода сигнала на разнесенные в пространстве наземные датчики.

При этом поверхностью, для которой разность расстояний до двух фиксированных точек остается постоянной, будет двуполостный гиперболоид. Таким образом, координаты ЛА будут находиться в точке пересечения трех гиперболоид, соответствующих измеренным разностям расстояний.

Предполагается, что на местности развернуты не менее трех приемников импульсных сигналов (антенны A_1, \dots, A_N и приемники $1 \dots N$). Принятые приемниками сигналы поступают на устройства синхронизации, которые вырабатывают импульсы, разрешающие запись значения текущего времени с хронометров в регистры $1, \dots, N$.

Значения текущего времени из регистров через модемы поступает в ПЭВМ типа IBM.

Так как антенны разнесены в пространстве, то в регистрах будет записано различное значение времени.

Учитывая то, что в приемниках сигналов самолетных ответчиков и ППРЧ отсутствует АРУ, то при вычислении координат появится дополнительная ошибка из-за различного ослабления сигнала. Эта ошибка может быть устранена путем итерации. Т.е. по первично вычисленным координатам, произведем нормирование сигналов и

введем поправки на вычисленные значения разностей времен прихода сигналов и повторно вычислим координаты воздушного судна.

Приведенные алгоритмы, реализованы программно.

Создание такой системы позволит определять координаты ЛА и вектор его скорости. По имеющимся данным с целью посадки самолета на взлетно-посадочную полосу и последовательности посадок, а так же для увода самолетов со встречных курсов предполагается скрытная передача информации при помощи РЛС с остронаправленной диаграммой направленности на ЛА с целью координации его движения в воздушном пространстве.

Passive system of determination of aircraft position in space

Aslanov T.G.

CSRIRE, Moscow

During operations, radar stations become an easy target for defeat, it reasons the need and possibility of creation of passive system of determination of the aircraft position in space. For this purpose, I offered the block diagram of system and showed the way of determination of aircraft position in real time with use of 4 and more land sensors, and it's velocity vector.

The author offers to use a signal of pseudorandom sequence of radio frequencies on aircraft, and determination of aircraft position is supposed to be carried out on time differences of signal arrival on the spaced land sensors.

In addition, parted hyperboloid will be the surface, for which the difference of distances to two fixed points remains constant. Thus, aircraft positions will be in crossover of three hyperboloid, corresponding to measured distance differences. The fourth and more land sensors are used for determination of deficiency of the received aircraft positions in space, and their specifications.

In each land receiver, the signal arrives on mixers with signal generators being used in aircraft. From an exit of mixers, the signal arrives in the filter of low frequencies, for which the highest possible value of Doppler frequency is established. From an exit of the filter of low frequencies, the Doppler signal arrives in the form of the operating tension on a key, passing this oscillator frequency. Further, the Doppler and oscillator frequencies arrive in electronic engraving machine.

The check of the validation of following signals of pseudorandom sequence of radio frequencies, is made in the electronic engraving machine, after that, the aircraft position are determined by the time difference of arrival of radio waves, but the velocity vector of aircraft is determined by Doppler frequencies by their vector addition. In case of statement of aim hindrances at pseudorandom sequence of radio frequencies, aircrafts, for account 4 and more land sensors, both objects will be displayed, and programmatically it is

possible to filter object from which the signal of pseudorandom sequence of radio frequencies comes with delay.

There are programs, realizing procedures by determination of aircraft positions in three-dimensional space.

Creation of such system allow to determine aircraft positions and it's velocity vector. According to available facts, with the purpose of plane landing on runway and landing sequences, and as for withdrawal of planes from opposite course, reserved information transfer by means of radar stations with the directed pattern on aircraft for the purpose of coordination of its movement in air space, is supposed.

Антенны из газоразрядной плазмы

Богачев Н.Н.¹, Гусейн-заде Н.Г.², Минаев И.М.², Сергейчев К.Ф.²
¹МИРЭА, ²ИОФ РАН, г. Москва

В последнее время активно ведутся работы по разработке и исследованию антенн с электрически управляемыми параметрами, а также снижению их радиолокационной заметности для использования таких антенных устройств в авиации. Один из способов решения этих проблем известный еще с начала XX века [1] – использовать вместо металлических проводников для приёма и передачи радиоволн ионизированный газ (плазму). Во второй половине 90-ых годов были начаты активные исследования плазменных антенн (см. например [2-7]).

В создании антенн на основе плазмы можно выделить три направления [7]: формирование проводящего канала в атмосфере под воздействием ионизирующих излучений; взрывные методы формирования плазменных струй в открытом пространстве; использование полученной в диэлектрических трубках газоразрядной плазмы. На сегодняшний день в Австралии, США, Китае, Индии, Иране и России в основном проводятся исследования по плазменным антеннам в диэлектрических трубках [2, 4-6].

Проведенный обзор работ, посвященных исследованию плазменных антенн в диэлектрических трубках, позволяет классифицировать их по назначению (решаемым задачам), конструкции, способу ионизации газа (формирования плазмы) и возбуждения антенны. В данной работе рассмотрены теоретические, численные и экспериментальные методы исследования плазменных антенн. Показаны преимущества и недостатки такого типа антенн в сравнении с традиционными металлическими.

J. Hettinger US patent № 139031

G. G. Borg, J. H. Harris, N. M. Martin, D. Thorncraft, R. Milliken, et. al / Physics of Plasmas, -2000, V- 7, P- 2198.

A.L. Shkilyov, V.M. Khristenko, V.A. Somov, Yu.V. Tkach // Электромагнитные явления, Т. 3, № 4 (12), 2003.

Е.Н. Истомин, Д.М. Карфидов, И.М. Минаев К.Ф. Сергейчев и др. // Физика плазмы, 2006, Т. 32, с.423-435.

Н.Г. Гусейн-заде, И.М. Минаев, К.З. Рухадзе, Физика плазмы, 2010, Т. 36, с. 972–974.

Anderson T., Plasma antennas. - USA, Norwood: Artech House, - 2011. - 203 p.

Пузанов А. О. // Радиофизика и электроника, том 12, №1, 2007, с. 230-235

Antennas of discharge plasma

Bogachev N.N.¹, Gusein-zade N.G.², Minaev I.M.², Sergeichev K.F.²

¹MSTU MIREA, ²GPI RAS, Moscow

Works on development and research of antennas with electrically operated parameters are actively conducted nowadays, and also their radar cross section are need to decrease for use such antennas and antennas arrays in aircraft. One way of the solution these problems are known since the beginning of the XX century [1] – it is change metal conductors on ionization gas (plasma) for receive and transmit RF and microwave signals. In the second half of the 90th years of the XX century the researches of plasma antennas (see for example [2-7]) were begun.

The creation of antennas with plasma conductors it is possible to allocate three directions [7]: formation of the conductive channel in the atmosphere under the influence of the ionizing radiation; explosive methods of formation of plasma jets in open space; use of the gas-discharge plasma generated in dielectric tubes. Today in Australia, the USA, China, India, Iran and Russia researches on plasma antennas in dielectric tubes [2, 4-6] are conducted the most actively.

The review of the works devoted to research of plasma antennas in dielectric tubes, allows to classify them to destination (solved tasks), designs, way of ionization of gas (plasma formation) and antenna excitation. In this work theoretical, numerical and experimental research techniques of plasma antennas are considered. Advantages and shortcomings of these antenna types in comparison with traditional metal antennas are shown.

J. Hettinger US patent № 139031

G. G. Borg, J. H. Harris, N. M. Martin, D. Thorncraft, R. Milliken, et. al / Physics of Plasmas, -2000, V- 7, P- 2198.

A.L. Shkilyov, V.M. Khristenko, V.A. Somov, Yu.V. Tkach// Электромагнитные явления, Т. 3, № 4 (12), 2003.

Е. Н. Истомин, Д. М. Карфидов, И. М. Минаев, А. А. Рухадзе, et al. // Plasma physics reports, Vol. 32, No. 5, p. 388-400, 2006.

Minaev I.M., Gusein-zade N.G., Rukhadze K.Z., Plasma physics reports, 2010, N 10, V. 36, p. 914–916.

Anderson T., Plasma antennas. - USA, Norwood: Artech House, - 2011. - 203 p.

Puzanov A.O. (on Russian)// Radiophysica I electronica, V. 12, № 1, 2007, p. 230-235

**Адаптация программных управляющих систем к разработке
тактико-технических заданий на производство интегрированной
модульной авионики**

Васильева Т.Ю.

МАИ, г. Москва

В связи с развитием Internet большинство современных территориально рассредоточенных предприятий авиационной отрасли промышленности (ОАО «Сухой», ОАО «Туполев», корпорация BOEING и многие другие) осуществили переход на виртуальное управление[1]. Преимущества «Виртуальных предприятий» бесспорны, но всплывают весьма существенные недостатки, такие как непростой обмен данными, содержащими государственную и коммерческую тайну. Несмотря на широкое распространение существующих и непрерывно совершенствующихся CALS-технологий[2], возникает множество задач по администрированию производственных процессов. Наиболее информационно-емким этапом жизненного цикла изделий является этап «Диспетчерское управление производственными процессами», входящим в производственную исполнительную систему. Так как основная задача головного предприятия - формирование производственных требований и технических заданий - рассмотрены все возможности современного системного инжиниринга, позволяющего разработать систему управления требованиями, соответствующую всем строгим критериям авиационных предприятий. Компания Interface предлагает систему RATIONAL DOORS[2], которая отвечает за весь жизненный цикл реализации проекта. Однако для настройки под задачи разработки технических заданий (ТЗ) и отслеживания соответствия результатов требованиям разработчиков ТЗ, требуется дополнительная обработка информации [3].

В настоящее время ведется разработка системы управления требованиями основанной на методах адаптивно-ситуационного управления, позволяющих структурировать и формализовать информацию на производство интегрированной модульной авионики.

Литература.

Васильева Т.Ю. Экспертный модуль для программного обеспечения исполнительской системы виртуального производства/«Бизнес - информатика» 2009, №4 (10), с. 25-28.

Использование DOORS в системном инжиниринге: http://public.dhe.ibm.com/software/dw/ru/download/IBM_Rational_Workbench_09.11.2010.pdf

Васильева Т.Ю. Структурирование технологических знаний о производстве РЭА с применением метода ситуационного управления.// Диссертация, к.т.н., М.: МАИ – 2008г, 230 с. Ил.

Оптимизация плана выполнения мультизапроса

Вунна Джо Джо
МАИ, г. Москва

Проблеме оптимизации выполнения запросов при обращении к базе данных посвящено большое число публикаций [1,2]. В качестве критерия оптимизации запросов обычно используют время выполнения запроса. В данной работе развивается подход предложенный в работе одного из авторов для оптимизации плана выполнения мультизапроса.

В рамках базовой постановки оптимизации мы будем считать, что база данных целиком находится в основной памяти, что наиболее соответствует бортовым базам данных авиационно-космических систем, таким как картографические базы данных, навигационные базы данных для систем управления полетом, базы данных для принятия решений в экстренных ситуациях экипажем или автоматической системой.

Известным методом увеличения производительности баз данных ВС является одновременное выполнение нескольких запросов, образующих мультизапрос.

В данной работе рассмотрим эффективность выполнения мультизапроса в базах данных одно и много процессорной вычислительной системы, что является актуальным для авиационно-космических систем.

Разработанная методика формирования плана оптимизации выполнения конъюнктивного мультизапроса очевидным образом переносится при формировании плана оптимизации выполнения мультизапроса, запросы которого образуют дизъюнкцию конъюнкций элементарных запросов, а также может быть развита при обработке мультизапроса многопроцессорными базами данных.

Литература:

Брехов О. М. Аналитическая оценка производительности многопроцессорных вычислительных систем с динамическим изменением вычисляемых процессов. - А и Т, 1995, 2, с. 141-154.

Selinger P.G., Astrahan M.M., Chamberlin D.D., Lorie R.A., Price T.G. Access Path Selection in a Relational Database Management System // Proc. ACM SIGMOD Int. Conf. Manag. Data, Boston, Mass., May 30 - June 1, 1979. New York, 1979.- C. 23-34.

Optimization of the execution plan of multi-query

Wunna Kyaw Kyaw

MAI, Moscow

In case of the appeal to a database the large number of publications [1,2] is devoted to a problem of optimization of execution of query. As criterion of query tuning usually use query runtime. In this operation approach offered in operation of one of authors for optimization of the execution plan of multi-query develops.

Within basic setting of optimization we will consider that the database entirely is in base memory that most corresponds to onboard databases of aerospace systems, such as cartographical databases, navigation databases for management systems flight, databases for decision-making in the emergency situations crew or automatic system.

Known method of increase in productivity of the computing systems databases is simultaneous execution of several query forming multi-query.

In this operation we will consider efficiency of execution of multi-query in databases one and a lot of the processor computing system that is actual for aerospace systems.

The developed technique of formation of the plan of optimization of execution of conjunctive multi-query evidently is transferred when forming the plan of optimization of execution of the multi-query which requests will form a disjunction of conjunctions of elementary requests, and also can be developed when processing multi-query by the multiprocessor databases.

Literature:

Brekhov O.M. Analytical assessment of productivity of the multiprocessor computing systems with dynamic change of calculated processors. - А и Т, 1995, 2, с. 141-154.

Selinger P.G., Astrahan M.M., Chamberlin D.D., Lorie R.A., Price T.G. Access Path Selection in a Relational Database Management System // Proc. ACM SIGMOD Int. Conf. Manag. Data, Boston, Mass., May 30 - June 1, 1979. New York, 1979.- C. 23-34.

Аналитический метод получения числовых характеристик функции взаимной корреляции последовательностей максимальной длины

Гасанов Э.О.

МАИ, г. Москва

Целью работы является аналитический метод получения числовых характеристик функции взаимной корреляции последовательностей максимальной длины.

Выбор псевдослучайной кодовой последовательности в радиотехнической системе передачи информации очень важен, поскольку от ее параметров зависит помехоустойчивость и чувствительность. При одной и той же длине кодовой последовательности, параметры системы могут быть различны.

Пары кодовых последовательностей подбирают так, чтобы ФВК имела минимальное значение при их попарной корреляции. Это гарантирует минимальный уровень взаимных помех.

Наиболее распространенной ПСП является М-последовательность. Длина последовательности N равна $2^n - 1$ и максимальна по сравнению с длинами других последовательностей, получаемых на n -разрядном регистре сдвига.

Это объясняется тем, что степени примитивного элемента α пробегает все $2^n - 1$ ненулевых элементов поля, т.е. все различные n -разрядные векторы.

Чтобы уровень ФВК был минимальным, необходимо правильно выбирать эти последовательности.

На основе теоретико-числовой модели представления ФВК кодов максимальной длины, позволяющей дать аналитическую оценку характеристик ФВК путем анализа числовых сравнений, приведены оценки максимальных уровней ФВК в зависимости от различных параметров данного сравнения.

В данной работе представлен анализ вариантов решений уравнения и по результатам анализа составлены таблицы.

По представленному анализу можно сделать вывод, что максимальный уровень функции взаимной корреляции при одних и тех же длинах последовательности будет разным и будет зависеть от количества решений уравнения, рассматриваемого в данной работе.

Analytical method to obtain the numerical characteristics of the cross-correlation function of maximal length sequences

Gasanov E.O.
MAI, Moscow

The purpose of this report is analytical method to obtain the numerical characteristics of the cross-correlation function of maximal length sequences.

The choice of pseudo-random code sequence in a radio communication system is very important, as resistance to noise and sensitivity depends on its parameters. The system parameters can be varied at the same length of code sequence.

The pair of code sequences are chosen in order cross-correlation function has a minimum value when they are correlated. It guarantees the lowest level of mutual interference.

M-sequence is the most common one amongst pseudo-random code sequences. The length of sequence N is $2^n - 1$. The length of Sequence N is maximum, comparing to other sequences of lengths obtained for n-bit shift register. It is explained by the degree of the primitive element α which runs all nonzero elements of the field, i. e. all the different n-bit vectors.

It is necessary to choose these sequences correctly in order the level of cross-correlation function were minimal.

Based on the number-theoretic model of cross-correlation function representation of codes of maximum length, allowing to give evaluation of the analytical characteristics of cross-correlation function by the comparisons of numerical analysis, the evaluation of the maximum levels of cross-correlation function regarded various parameters of the described comparison is shown in this report.

This paper presents an analysis of variants of decisions the equation and the results of the analysis are compiled in tables.

By the represented analysis, we can conclude that the maximum cross-correlation function for the same length of the sequence will be different and will depend on the number of solutions of the equation considered in this paper.

Исследование алгоритмов фильтрации в новой системе определения ориентации высокотехнологичных объектов по сигналам ГНСС

Герко С.А.
МАИ, г. Москва

Данная работа рассматривает перспективы применения методов фильтрации в новом алгоритме определения пространственной ориентации высокотехнологичных объектов средствами глобальных

навигационных спутниковых систем (ГНСС). Особенность алгоритма заключается в том, что в нём помимо измерений вторых разностей псевдодальностей и псевдофаз, используется информация о длинах основных и замыкающих базовых векторов измерителя, которые в процессе изменения ориентации объекта остаются неизменными. Известно, что использование информации о длинах базовых векторов позволяет улучшить вероятность правильного разрешения процедуры целочисленной неоднозначности, что для задач высокоточных относительных определений является основной проблемой.

Исследование проводилось на движущемся корабле, на котором были закреплены четыре односистемных навигационных приёмника. В работе получено, что новые алгоритмы разрешения целочисленной неоднозначности одночастотных измерений и алгоритмы фильтрации во времени параметров пространственной ориентации на основе этих измерений, не уступают известным и описанным в литературе алгоритмам определения пространственной ориентации объектов по двухчастотным измерениям. Так, например, при использовании 6 навигационных космических аппаратов (НКА) без использования фильтрации достигается вероятность 0,917. Применение алгоритмов калмановской фильтрации во времени показало рост вероятности правильного разрешения по 6 НКА до значения 0,981.

В процессе проведения исследований определялась вероятность правильного разрешения целочисленной неоднозначности оценок основных базовых векторов измерителя, подвергающихся далее фильтрации. Исследования проводились при различном числе НКА, находящихся в зоне видимости, а также при различных размерах допуска на колебания длин основных и замыкающих базовых векторов измерителя. Алгоритмы разрешения позволяют на каждый момент времени сформировать целочисленный набор последовательно нарастающих минимумов квадратичной формы. В работе выработаны рекомендации, по числу целочисленных векторов (ЦВ), определяемых в наборе, которые содержат истинный ЦВ. Получено, что для проведения фильтрации при работе по 4 НКА достаточно порядка 15 ЦВ, по 5 НКА - 5 ЦВ, по 6 НКА - 2 ЦВ. При обработке измерений по 6 НКА, подавляющую часть моментов времени измерений истинный ЦВ занимает первую позицию в наборе из 2 ЦВ.

Полученные результаты могут служить алгоритмической и практической основой для реализации средств фильтрации при решении задач пространственной ориентации подвижных объектов средствами ГНСС и разработки вычислительно эффективного программного обеспечения.

Research of filtering algorithms in the new determine orientation system of high-tech objects for GNSS signals

Gerko S.A.
MAI, Moscow

This paper discusses the perspective for application of the filtering methods for new spatial orientation determining of the high-tech objects means of global navigation satellite systems (GNSS). The peculiarity of this algorithm is that it in addition to the second difference of pseudorange and pseudophase measurements, uses information about the lengths of the main and closing base vectors measurer that remain unchanged then you change the of the objects. It is known that the use of information about the lengths of the base vectors can improve the probability of correct integer ambiguity resolution procedure that the high relative definitions tasks is a major problem.

The research was conducted on a moving sea ship, on which were mounted four single-system navigation receiver. In this paper, the new integer ambiguity resolution algorithms single-frequency measurements and filtering algorithms over time parameters of spatial orientation based on these measurements do not yield well-known and described in the literature of algorithms for determining the spatial orientation of objects on a two-frequency measurements. For example, when using a navigation spacecraft 6 (satellites) without the use of filter is achieved probability 0.917. The use of Kalman filtering algorithms over time showed increased probability of correct resolution on 6 satellites to the value 0.981.

In research process determined of correct integer ambiguity resolution probability of estimates for measurer's main base line is subjected to filtration. The researches were conducted at various number of satellites in the zone of visibility, as well as in a variety of sizes limit to fluctuations in the lengths of the main and closing the base vectors for measurer. Resolution algorithms allow for each time moment calculate a set of sequentially increasing minimum quadratic form. The paper made recommendations on the number of integer vectors (IV) defined in the set, which contain true IV. It was found that for filtration at work on 4 satellites enough about 15 IV, 5 satellites - 5 IV, based on 6 satellites - 2 IV. In processing the measurements on 6 satellites, the overwhelming majority of times the measurement of true IV in the first position in a set on 2 IV.

The results can be used as algorithmic and practical basis for the implementation of filtering tools at the resolve moving objects task orientation for the by means of GNSS and develop computationally efficient software.

**Алгоритм пространственной локализации источников
стохастического электромагнитного излучения по результатам
двухточечного сканирования в ближней зоне**

Горбунова А.А.
МАИ, г. Москва

Для описания излучения в антенных задачах и задачах обеспечения электромагнитной совместимости в основном применяются системы измерения электромагнитного поля в ближней зоне, работающие в частотной области. Однако этот подход может использоваться только для устройств, излучающих узкополосные детерминированные или некоррелированные случайные сигналы. В основном, современные цифровые устройства и системы представляют собой сложные структуры, которые излучают большой набор случайных сигналов, которые могут быть как коррелированными, так и некоррелированными между собой. Кроме того, позиции источников сигналов внутри устройства невозможно предсказать заранее.

Описание излучения источников электромагнитного поля в частотной и пространственной области может быть получено с использованием корреляционного анализа временных сигналов, измеренных одновременно в двух различных точках пространства в ближней зоне исследуемого устройства. Таким образом, идентификация параметров источников электромагнитного поля, излучающих стационарные случайные сигналы, может проводиться на основании результатов измерения электромагнитного поля в ближней зоне с использованием широкополосной системы двухточечного сканирования, работающей во временной области.

Электромагнитное излучение сложного электронного устройства может приближенно рассматриваться как сумма парциальных излучений точечных источников, разнесенных независимо в пространстве и по частоте.

В работе предложен алгоритм локализации источников стохастического электромагнитного поля с использованием двухточечного планарного сканирования ближнего поля во временной области. В качестве модели излучающей структуры рассматривается набор некоррелированных точечных источников. Для восстановления картины распределения поля в области объекта используется принцип Гюйгенса-Френеля. Дополнительное повышение разрешающей способности и оценка количества и координат источников осуществляется за счет использования параметрических методов оценивания. Также представлены результаты применения предлагаемой процедуры локализации к результатам моделирования и экспериментальным данным.

Planar Stochastic Sources Localization Algorithm Based on Near Field Two-Point Scanning Data

Gorbunova A.A.

MAI, Moscow

Frequency domain electromagnetic (EM) near-field measurements are widely used for characterization of the EM radiation in solving of antenna and EM compatibility (EMC) problems. However, this approach is only suitable for EM devices emitting narrow-bandwidth non-correlated stochastic or deterministic signals. In general, the modern digital devices and systems are very complex and their functioning conducts the large range of random signal emissions which could or could not be significantly correlated. Moreover, the positions of the EM interference (EMI) sources inside the electronic device are not predictable in advance because of their spurious character. The radiation characterization of EMI sources in frequency and space domains can be obtained by using correlation and cross-correlation analysis of time-domain measurements performed in two different space positions. Thus the parameter identification procedure for the EMI sources which radiates stationary stochastic signals could be based on the EM near-field measurements by using the two-point scanning with wideband time domain measurement system.

The EM radiation of a complex electronic device can be considered as a set of partial radiations of the elementary point EMI sources separated independently in frequency and in space domains.

In this work we propose a stochastic EMI sources localization algorithm based on two-point time-domain planar near-field scanning in the near field region of the radiation structure. As a model of a radiating structure the set of uncorrelated point sources is considered. The Huygens–Fresnel principle is applied for the reconstruction of the EM field distribution in the object plane. The model order estimation criterion is based on the determination of the significant singular values of the correlation matrixes formed for specific space and frequency cross-sections. The improvement of the EMI sources resolution in space and frequency domains was achieved by the application of the chosen parametric spectral estimation methods. An example of point sources frequency and spatial localization is presented based on the modeling and measurement results.

Адаптивный обзор пространства в многофункциональном радиолокаторе с секторным и круговым режимами обзора

Грачев С.О., Феськов А.В.
ГСКБ «Алмаз-Антей», г. Москва

Для многофункционального радиолокатора с секторным и круговым режимами обзора рассматриваются методы обзора пространства с адаптацией к воздушной и помеховой обстановке.

Адаптация к помеховой обстановке прежде всего заключается в том, что в каждом угловом положении луча радиолокатора выбираются различные зондирующие сигналы (импульсные с линейной частотной модуляцией и квазинепрерывные). Выбор зондирующего сигнала осуществляется на основе карты пассивных помех, которая формируется вначале работы радиолокатора путем радиолокационных измерений и автоматически обновляется в процессе обзора.

Особенностью кругового режима работы многофункционального радиолокатора является то, что при высокой скорости вращения антенны (40 оборотов/мин.) за один оборот антенны нельзя осмотреть весь сектор обзора (по углу места $0^\circ \leq \varepsilon \leq 80^\circ$). Для решения этой задачи используется адаптивное к воздушной и помеховой обстановке планирование обзора на каждый оборот антенны. Планирование заключается в том, что сектор обзора разбивается на части по периодам вращения антенны. Размеры каждой части определяются исходя из временных затрат на регулярный обзор и сопровождение целей. Временные затраты на регулярный обзор рассчитываются в зависимости от длительности зондирующих сигналов, которые назначаются в каждом угловом положении по карте пассивных помех, а временные затраты на сопровождение рассчитываются в зависимости от количества сопровождаемых целей и темпа сопровождения.

Методы адаптивного обзора пространства экспериментально апробированы при натурных испытаниях многофункционального радиолокатора созданного в рамках военно-технического сотрудничества с инозаказчиком.

Вариант алгоритма обнаружения сигнала компенсационного типа

Галашин М.Е., Лисовская Т.В., Дадашев М.С.

МАИ, г. Москва

В настоящее время цифровая обработка сигналов нашла широкое применение в радиотехнике, в особенности в приемо-передающих устройствах. Рассматривается обнаружение сигнала с неизвестной, либо со случайной равномерно распределенной в интервале $[0; 2\pi]$ начальной фазой и неизвестной интенсивностью. Приводятся классическая и

усовершенствованная структурные схемы обнаружителя сигнала компенсационного типа с линейным преобразованием.

Предполагается, что сигнал на входе приемника представляет собой выборки аддитивной смеси полезного сигнала и стационарных некоррелированных гауссовских помех с неизвестной интенсивностью.

В литературе известны различные алгоритмы обнаружения сигналов. Предлагается модернизированный вариант алгоритма обнаружения с формированием адаптивного порога в зависимости от уровня шума на входе приемника.

Рассматривается правило принятия решения на фоне стационарных некоррелированных гауссовских помех с неизвестной интенсивностью. Усовершенствованное правило принятия решения позволяет уменьшить влияние величины уровня сигнала на изменение порога. Величина порога зависит только от уровня шума.

Приводятся сравнительное описание классического и модернизированного алгоритмов обнаружения. Приводятся расчетные формулы и результаты расчетных данных характеристик обнаружения. Моделирование проводилось в пакете Matlab.

Variant of algorithm for detecting a signal of compensated type

Galashin M.E., Lisovskaya T.V., Dadashev M.S.

MAI, Moscow

Digital signal processing has found wide application in radio engineering nowadays, especially in transceivers. Detection of a signal with unknown or randomly uniformly distributed the initial phase at the interval $[0; 2\pi]$ and the unknown intensity is considered.

The classical and improved block diagrams of detector a signal of compensated type with linear transformation are resulted.

It is supposed that the signal on an input of receiver represents samples of an additive mix of a useful signal and stationary not correlated Gaussian interferences with unknown intensity.

Various algorithms of signals detection are known in literature. The modernized variant of algorithm of detection with formation of an adaptive threshold depending on noise level on an input of receiver is proposed.

The decision-making rule against stationary uncorrelated Gaussian interferences with unknown intensity is considered.

The advanced rule of decision-making allows to reduce influence of value of signal's level on threshold's change. The size of a threshold depends only on noise level.

The comparative description of the classical and modernised algorithms of detection is resulted. Formulas and results of calculated data of detection characteristics are given. The simulation was performed in Matlab.

Схема выбора и переключения источника синхросигнала на базе ПЛИС

Данилов А.М., Жданов А.А., Малкин А.А.
МАИ, г. Москва

В настоящее время в космической отрасли нашли широкое применение программируемые логические интегральные схемы (ПЛИС). Зачастую в состав сложных систем обработки информации входят несколько ПЛИС, которые для корректного функционирования системы должны работать синхронно. Для этого в составе системы необходимо использовать внешний генератор синхросигнала, общий для всех ПЛИС. Использование одного генератора является ненадёжным, поскольку выход его из строя приведет к неработоспособности системы. Одним из широкоизвестных способов повышения надёжности систем обработки информации является резервирование. В частности, для повышения надёжности системы генерации синхросигнала можно использовать схему с несколькими генераторами, один из которых является основным, а остальные - резервными. При этом запасные генераторы синхросигнала работают одновременно с основным, но не используются. В таком случае возникает проблема выбора основного генератора, а также выбора одного из запасных генераторов (и единственного для всех ПЛИС) при отказе основного. Стандартные схемы выбора одного из сигналов путем голосования не подходят из-за возможного расхождения фаз сигналов различных генераторов. Другие существующие на текущий момент решения требуют использования специализированных микросхем или ПЛИС и по ряду причин не подходят для решения данной задачи. В данной статье рассматривается реализация схемы переключения генераторов синхросигнала, к которой предъявляются следующие требования:

- должна входить в состав каждой ПЛИС,
- должна обеспечивать выбор одного для всех источника синхросигнала при включении электропитания системы,
- должна обеспечивать выбор одного для всех источника синхросигнала при выходе из строя активного генератора.

Реализованная схема выбора и переключения источника синхросигнала не требует использования дополнительных специализированных микросхем и может использоваться в любых бортовых вычислительных комплексах, в состав которых входят ПЛИС. Кроме того, схема переключения реализована на языке описания цифровой аппаратуры, что делает ее независимым от выбора производителя ПЛИС.

Clock choice and switchover scheme based on FPGA

Danilov A.M., Zhdanov A.A., Malkin A.A.

MAI, Moscow

At present devices based on field-programmable gate arrays (FPGA) are widely used in the space industry. Complex data processing systems often consist of several FPGAs which have to operate synchronously to function correctly. For that purpose it is essential to use external clock generator common for each of them. Usage of a single generator is not reliable because its failure may cause malfunction of the whole system. Redundancy is one of the well-known ways to improve reliability of data processing systems. Particularly one may use a scheme with multiple clock generators where one of them is basic and the others are reserve. Reserve generators work at the same time as the basic one but their signals are not used. In this case there is a problem of choice of the basic generator same to all FPGAs or switchover to one of reserve generators (same to all FPGAs) if the basic one fails. Standard voting schemes to choose a clock signal can not be applied due to possible phase shifts of the different generators. At present it is necessary to use external integrated circuit or FPGA in existing solutions that may be impossible due to various reasons. The article dwells on the clock generator switchover scheme realization that has to meet next requirements:

- to be part of each FPGA;
- to choose one of the clock generators the same to all FPGAs;
- to choose one of the reserve clock generators the same to all FPGAs if the basic one fails.

Realized scheme of clock choice and switchover does not require additional special-purpose integrated circuits and can be used in any computing systems based on FPGA. By the way the scheme is written in hardware description language (HDL) that makes it independent of FPGA manufacturer.

Применение методов граничных интегральных уравнений в проектировании планарных резонансных устройств СВЧ

Денисенко Д.В.

ЦНИРТИ им. академика А.И. Берга, г. Москва

Планарные резонансные устройства СВЧ находят широкое применение в приемо-передающих радиоустройствах, которые используются для решения большого круга задач в радиолокации и системах космической связи. Они представляют собой сложные конструкции из связанных планарных линий и резонаторов и являются чувствительными к малым изменениям геометрических размеров проводников и параметров диэлектрической подложки. Это усложняет

численное моделирование данного класса устройств и требует более детального учета параметров материалов.

При современных требованиях к электрическим параметрам разработка удовлетворительного устройства без численной модели становится нерешаемой задачей. В настоящее время существует множество систем проектирования, которые реализуют как строгие, так и приближенные вычислительные методы электродинамики, в основе которых лежат различные упрощения модели реального устройства, что свою очередь сказывается на результатах численного расчета. В итоге характеристики реального устройства отличаются от результатов моделирования и не каждый метод позволяет добиться полного совпадения экспериментальных и измеренных характеристик. При этом самые строгие численные методы требуют огромных вычислительных ресурсов, что не позволяет использовать их на этапах синтеза и оптимизации устройств.

В докладе проводится краткий обзор методов моделирования, применяемых при разработке планарных СВЧ устройств. Описываются их достоинства и недостатки, а так же поясняются особенности, связанные с моделированием планарных резонансных устройств СВЧ и основные причины отклонений результатов моделирования микрополосковых фильтров СВЧ от эксперимента. На основе этого предлагаются возможные способы упрощения электродинамической модели СВЧ фильтров с использованием метода граничных интегральных уравнений и специальных функций Грина. В результате ожидается увеличение точности моделирования при уменьшении затрат машинного времени как в процессе оптимизации устройств, так и на этапе точной корректировки топологии перед макетированием.

Application of the boundary integral equation methods in the design of planar resonant microwave devices

Denisenko D.V.

FSUE "CNIRTI", Moscow

Planar resonant microwave devices are widely used in the transmission and reception radio devices, which are used to solve a large variety of applications in radar and satellite communications systems. They are complex structures made of associated lines, planar resonators, and are sensitive to small changes of the geometrical sizes and parameters of the materials. This complicates the numerical simulation of this class of devices and requires a more detailed consideration of the parameters of the materials.

With the modern requirements to electrical parameters the development of a satisfactory device without the numerical model becomes impracticable problem. Currently many design systems implement strict and approximate

computational methods of electrodynamics which are based on various simplifying models of real devices that turn affects the results of the numerical calculations. In the end, the real characteristics are different from the results of the simulation and not all methods allow to achieve a complete coincidence of the experimental and measured characteristics. The most accurate numerical methods require enormous computing resources, which does not allow them on the stages of synthesis and optimization of devices.

The report provides a brief overview of modeling techniques used in the design of planar microwave devices. Describes their advantages and disadvantages and reasons for the deviations of simulation results from the experiment. Because of this suggests possible ways to simplify the electrodynamics model of microwave filters based on the method of boundary integral equations and the special Green's functions. The result is expected to increase the simulation accuracy while reducing computing time in the process optimization device, and the fine adjustment stage before prototyping topology.

Программируемое устройство цифровой обработки радиолокационных сигналов

Доброжанский А.П., Зайцев Г.В., Цыпин И.Б.
ГСКБ «Алмаз-Антей», г. Москва

Рассматривается многопроцессорное устройство обработки радиолокационных сигналов и приема сигналов бортовых ответчиков. Устройство предназначено для решения задач оптимальной фильтрации широкого класса сигналов, обнаружения полезных радиолокационных сигналов по результатам фильтрации, измерения параметров обнаруженных сигналов, а также приема передаваемой информации ответчиков.

Устройство состоит из двух взаимосвязанных частей: четырехканального устройства усиления и преобразования сигналов и собственно программируемого процессора сигналов. Функциями первого из них являются управляемое усиление, формирование полосы обрабатываемых сигналов и 16-разрядное аналого-цифровое преобразование.

Программируемый процессор сигналов реализует все основные алгоритмы оптимальной фильтрации (многоканальную корреляционную и корреляционно-фильтровую обработку, согласованную фильтрацию в частотной области) с формированием до 105 фильтровых каналов, различные варианты пороговой обработки, измерения координат и приема передаваемой информации ответчиков.

Архитектура устройства вытекает из требований минимизации времени задержки получения результатов и безинерционного

переключения режимов работы. Основными узлами устройства являются 4 вычислительных модуля, каждый из которых содержит кластер из 8 процессоров ADSP-TS201, и модуль управления на основе двух аналогичных процессоров. Процессор реализует конвейерную обработку на уровне поступающих задач и параллельную обработку на уровне операций внутри каждой задачи. Производительность процессора — более 100 GFLOPS.

В докладе описываются основные алгоритмы обработки сигналов, выполняемые устройством, особенности работы в реальном масштабе времени и способы распараллеливания вычислений. Рассматриваются структура устройства и методы программирования. Приводятся результирующие характеристики устройства, полученные в процессе настройки и проведения испытаний.

Unit for Digital Radar Signal Processing
Dobrozhansky A.P., Zaytsev G.V., Tsypin I.B.
JSC «Almaz-Antey» MSDB, Moscow

Multiprocessing unit is described, intended for reception of radar and transponder signals. The unit provides optimal filtering of wide class of radar waveforms, detection of useful signals and determination of their parameters as well as information reception from transponders.

The unit contains two interrelated parts: four-channel section for gain and analog-to-digital conversion and programmable processing section itself. Main functions of the first section are controlled gain, separation of necessary signal bandwidth, and 16-bit analog-to-digital conversion.

Programmable processing section fulfills all main algorithms of optimal filtering (multichannel correlation and correlation-filtering processing, matched filtering in the frequency domain) with calculation of up to 10^5 channels, different modifications of threshold processing, coordinates estimations, and transponders information reception.

Processing section organization is derived from requirements of minimal processing delay and fast switching of operation modes. Main parts of the section are 4 computational modules, each of which contains 8 processors ADSP-TS201, and control module with two similar processors. The unit implements pipeline processing of sequential problems to be solved and parallel computations of algorithms for each particular problem. The throughput of the unit exceeds 100 GFLOPS.

The report describes main processing algorithms, features of real-time processing, methods of parallel programming. Results of performance test are given.

Использование электронной документации в рамках технологии Space Plug-and-Play Avionics

Брехов О.М., Жданов П.А.

МАИ, г. Москва

На каждый компонент, входящий в состав проектируемой системы, имеется техническая документация, отражающая все аспекты его работы. Технология SPA подразумевает автоматическое обнаружение и распознавание компонентов сети. Для идентификации приборов был разработан стандарт IEEE 1451, описывающий так называемый электронный документ (TEDS – Transducer Electronic Data Sheet). TEDS – это структура, которая содержит необходимую информацию, позволяющую идентифицировать компонент в рамках системы. Составление TEDS – сложная задача, поэтому в рамках расширения стандарта IEEE 1451 был разработан новый вид электронного документа – xTEDS. Он базируется на расширяемом языке разметки XML, что позволяет разработчику использовать удобные средства составления, редактирования и верификации электронного документа и его структуры.

В рамках технологии SPA xTEDS служит для описания компонентов. Имея базу готовых xTEDS или универсальный настраиваемый шаблон, можно составить электронный документ всего проекта. Внося поправки в электронный документ проекта, разработчик изменяет состав системы, добавляет и удаляет компоненты, изменяет их характеристики в соответствии с заявленными требованиями. В итоге электронный документ проекта описывает систему в целом и содержит перечень требований, предъявляемых к отдельным компонентам. В дальнейшем его можно использовать для разработки приложений и датчиков, входящих в состав системы.

Так как xTEDS содержит разнородную информацию о приборе или приложении: физическое расположение, интерфейс взаимодействия и т.д., существует возможность проводить анализ системы: проверять наличие заданных компонентов, соответствие интерфейсов и алгоритмы взаимодействия компонентов, рассматривать потоки данных и т.д. Спектр вопросов, подлежащих рассмотрению в процессе анализа, зависит от детальности xTEDS. Анализ электронного документа проекта актуален не только в процессе тестирования и верификации системы, но и на этапе эксплуатации. Технология SPA предполагает масштабируемость, замену компонентов. На этапе эксплуатации осуществлять замену компонентов рискованно: это может привести к непредвиденным последствиям. Предлагается проводить предварительное моделирование системы в рамках имеющегося

электронного документа проекта. В случае успеха разрешается вносить изменения в работающую систему.

С целью упрощения процесса проектирования спутников на базе технологии SPA предлагается разработать программный инструмент (САПР), позволяющий задавать состав системы, указывать характеристики отдельных компонентов, автоматически генерировать электронный документ и проводить верификацию проекта.

Usage of the electronic data sheet within the Space Plug-and-Play Avionics technology

Brekhov O.M., Zhdanov P.A.

MAI, Moscow

There is a technical documentation for each component of the system that defines all features of that component. SPA technology intends self-describing and self-configuring network. In order to systematize the component identification the IEEE 1451 standard was released. That standard describes the Transducer Electronic Data Sheet (TEDS) that is a structure containing essential information for the component identification within the system. The making of the TEDS is a difficult task. Therefore a new kind of the electronic documentation (xTEDS) was designed as an extension to IEEE 1451. It is based on XML and allows designer to use convenient tools for making, editing and verification of the electronic documentation and its structure.

The xTEDS is used to describe single components. The presence of the xTEDS library makes it possible to compose electronic document of the entire project. Making changes in the project xTEDS designer makes changes in the system structure, adds and deletes components, changes its features due to the project requirements. Eventually the xTEDS describes the entire system and contains a list of requirements to the components. Later it can be used as the scope statements for development of the software and hardware components.

Since the xTEDS contains diverse information about the components such as location, interface, etc. it is possible to analyze the system configuration, verify the existence of the components and the interfaces compliance, debug the algorithms of the components interconnection. The list of the questions that can be examined during the process of analyzing depends on how much detail the component is described in the xTEDS. It is useful to analyze electronic documentation not only on the development phase but also on the exploration phase. The SPA technology intends the scalability of the system and easy replacement of components. It is dangerous to replace any component on the exploration phase because it may lead to the fault in the system operation. It is suggested to use electronic documentation for

modeling purposes. In case of success it is allowed to make changes in the running system.

In order to facilitate and simplify development stage within the SPA technology it is suggested to develop CAD system that allows to specify the system structure, set components characteristics, generate the xTEDS and verify the system automatically.

**Методика интеграции систем технического обслуживания и
ремонта крупномасштабных вычислительных комплексов с ERP-
системами**

Закиров С.И.
МАИ, г. Москва

В области авиации и космонавтики проблемы своевременного и качественного технического обслуживания и ремонта стоят весьма остро, т.к. цена ошибки или медленной реакции – жизни людей и большие финансовые потери.

Для того, чтобы выполнить все необходимые операции в срок и в надлежащем виде необходимы специализированные системы технического обслуживания и ремонта.

Изолированные системы технического обслуживания и ремонта, как правило имеют низкую эффективность и влекут за собой множество накладных расходов, связанных с дублированием информации об объектах обслуживания в различных системах учета организации, например, в складском или бухгалтерском программном комплексе.

Чтобы повысить эффективность необходимо произвести интеграцию системы технического обслуживания с остальными системами (или ERP).

**Integration methodology of maintenance and repair systems of large-
scale computing complexes with ERP**

Zakirov S.I.
MAI, Moscow

Timely and quality maintenance and repair in aviation and cosmonautics are very important, because mistake or slow reaction could be reason for huge financial losses or human death.

To perform all the necessary operations in time and in proper conditions requires specialized maintenance and repair system. Isolated maintenance and repair system, as a rule, have low efficiency and entail a lot of overhead costs associated with the information duplication about the objects in different IT-systems of company, for example, in the warehouse or accounting software.

To increase the efficiency maintenance and repair system should be integrated with the other company IT-systems.

О минимальном количестве излучателей в фазированной антенной решетке для глобальной спутниковой связи

Милосердов А.С., Зинин Е.Д., Мельников Г.А.

МАИ, г. Москва

В настоящее время активно развиваются системы глобальной спутниковой связи. В связи с этим появляется необходимость в разработке антенных систем, обладающих высоким уровнем коэффициента усиления (КУ) (порядка 35-60 дБ) и сектором обзора, который представляет собой конус вращения с углом при вершине $8,7^\circ$. Такие антенные системы могут быть выполнены либо в виде многолучевой антенны, либо в виде фазированной антенной решетки (ФАР). Известно, что ФАР обладают избыточностью излучателей по сравнению с их теоретически минимальным количеством [1], однако, это явление недостаточно изучено.

В настоящем докладе приводятся характеристики направленности ФАР с круглой и квадратной апертурой при различном расположении элементов. В качестве излучателей ФАР использовались рупорные антенны с круглым и квадратным раскрытием. В работе были получены зависимости уровня и положения интерференционных боковых лепестков от количества излучателей при фиксированном размере ФАР, а так же зависимости коэффициента избыточности от количества излучателей и уровней интерференционных максимумов для разных коэффициентов эффективности. Проведен сравнительный анализ выше указанных зависимостей для различных идентичных по величине КУ ФАР.

Проведенный анализ позволил установить зависимость интерференционных боковых лепестков от коэффициента избыточности излучателей. Это позволяет минимизировать вычислительные мощности, требуемые для управления лучом ФАР.

По результатам работы была выбрана наилучшая структура построения ФАР с точки зрения минимального количества излучателей и уровня интерференционного максимума, не превышающего уровень бокового лепестка. Установлено, что наилучшая ФАР, значительно превышает по величине коэффициента избыточности идентичную многолучевую антенную решётку, рассмотренную в [2] и состоящую из многолучевых крупноапертурных излучателей.

Список литературы.

С.П. Скобелев. Фазированные антенные решётки с секторными парциальными диаграммами направленности. // Москва: ФИЗМАТЛИТ. 2010г.

Л.И. Пономарев, В.А. Вечтомов, А.С. Милосердов. Многолучевая антенная решётка для системы спутниковой связи. // Антенны. 2012. №5. С. 52-65.

Увеличение потенциала БРЛС при использовании ЦФАР с первичной обработкой сигнала

Зыков Л.С., Кондратьева С.Г., Шмачилин П.А.
МАИ, г. Москва

В последнее время с развитием авиационной техники 5 поколения и беспилотной авиации повышаются требования к бортовым радиолокационным системам по точности определения дальности и угловому разрешению.

Среди особенностей новейшей авиационной техники можно отметить низкую заметность и высокую маневренность. Данные особенности создают трудности в обнаружении цели, её сопровождении цели и последующем определении её местоположения. Повышение точности работы антенной системы с подобными целями возможно достичь следующими способами: сужение главного луча диаграммы направленности антенной системы, использование сигналов сложной формы для последующего анализа в системах обработки сигналов, увеличение времени накопления сигнала приёмной системы. Однако необходимо учесть, что к БРЛС также предъявляются массо-габаритные требования и потери в точности при ускорении цели должны быть минимальны.

В работе предлагается повышение точности определения дальности цели и улучшение возможностей сопровождения путём использования цифровой фазированной антенной решётки с обработкой сигнала в приемо-передающем модуле. Благодаря такой особенности ЦФАР, как оцифровка полученного сигнала непосредственно после его приёма, возможно повышение быстродействия. С простотой возможности осуществления быстрого преобразования Фурье в ППМ антенны появляется возможность детального анализа сигнала и, следовательно, сигнала с ускорением. В частности, при использовании ЛЧМ-сигнала дальность задаётся длительностью задержки принимаемого импульса, сдвиг спектральной составляющей сигнала цели задаёт мгновенную скорость перемещения цели, а расширение спектральной составляющей сигнала цели задаёт ускорение цели. Также благодаря тому, что в ЦФАР все операции осуществляются в цифровом виде, относительно просто организовать систему, при которой предыдущие положения цели можно

записывать в память, что способствует улучшению экстраполяции местоположения цели с использованием одного луча, позволяет управлять направлением луча в зависимости от ускорения цели (прогнозирование местонахождения цели), а также задаёт зону поиска в случае потери цели при сложной помеховой обстановке и, таким образом, позволяет использовать второй луч для уменьшения времени поиска.

Согласно расчётам, при использовании учёта ускорения потери в точности измерения дальности определяются точностью измерения ускорения, так как таким образом задаётся степень нейтрализации воздействия ускорения на расширение спектра скорости ЛЧМ-сигнала. Использование дополнительной обработки, помимо учёта ускорения цели, позволяет дальше повышать характеристики БРЛС.

Increase of radar's potential by using digital phased antenna array with initial signal processing

Zykov L.S., Kondrat'eva S.G., Shmachilin P.A.
MAI, Moscow

Today, with the development of fifth-generation aircrafts and unmanned aircrafts increases a requirements to the radar's distance accuracy and angular resolution.

Among all the features of modern aircrafts the most notable are low detectability and high maneuverability. These features are creating difficulties in detecting, tracking and further location definition of such targets. Increase in radar's accuracy against such targets may be obtained with: narrowing main beam in the beam pattern of antenna array, application of signals with complex form (for further analysis in signal processing system), increase of signal accumulation time in receiver system. However, it should be considered, that radar should also meet the mass-dimensional requirements and have minimum accuracy losses when target moves with acceleration.

In this paper, an increase in accuracy of target's distance determination and improvement of tracking capabilities using digital phased antenna array (DAPAA) with digital signal processing in transmit-receive module (T/R module) is suggested. With such feature of DAPAA, as digitization of received signal directly after its receiving, it is possible to increase radar's processing speed. With simplicity of the ability to perform a fast Fourier transformation inside the T/R module, appears an ability of signal's detailed analysis and, therefore, detailed analysis of the signal with acceleration. In particular, with application of the linear frequency modulated (LFM) signal, target's distance is determined by the signal's time delay between radiating and receiving, and signal's spectrum component expansion is determined by target's acceleration value. Also with DAPAA digital operation, it is

relatively easy to organize a system which can record target's previous locations, that improves target's location extrapolation with only one antenna array beam, allows to control beam's direction according to the target's acceleration (prediction of the target's location), and also specifies search area in case of losing the target at high interference conditions, thus, allowing to use second beam of the beam pattern to reduce search time.

According to the calculations, with the acceleration consideration a distance accuracy losses are additionally defined by the acceleration measurement accuracy, because it specifies a neutralization of the acceleration influence on LFM signal's speed spectrum expansion. The application of additional signal processing, aside from acceleration measurement, allows a further radar's characteristics improvement.

Имитационная модель бесконтактного электродвигателя

Зьонг Дык Ха
МАИ, г. Москва

Целью данной работы является разработка модели бесконтактных электродвигателей для системы моделирования и проектирования электронных устройств OrCAD-PSpice. Модели предназначаются для автоматизации проектирования, моделирования и оптимизации высокоточных электроприводов с учетом как свойств электронных узлов управления приводами, так и свойств передаточных механизмов и исполнительных устройств.

Модель бесконтактного электродвигателя строится по принципу электромеханической аналогии. При разработке модели принимаются во внимание следующие процессы и явления в электродвигателе:

- протекание токов по обмоткам двигателя, обладающим электрическим сопротивлением и индуктивностью;
- взаимодействие токов обмоток с магнитным полем многополюсного ротора двигателя;
- возможность различного включения обмоток и секций обмоток двигателя (соединение «звездой» или «треугольником», последовательное, параллельное или независимое включение секций обмоток);
- ЭДС самоиндукции каждой обмотки при изменении тока в обмотке;
- генерация ЭДС индукции в обмотках двигателя при вращении ротора во всех режимах работы;
- количество фаз двигателя и количество магнитных полюсов каждой фазы.

Для построения модели использованы стандартные модели электрорадиоэлементов, имеющиеся в библиотеках OrCAD, такие как

резисторы, катушки индуктивности, зависимые источники тока и напряжения. Для выполнения моделирования взаимодействия токов обмоток, расположенных под разными углами, с вращающимся магнитным полем ротора использованы абстрактные блоки, выполняющие вычисление математических функций (синуса, косинуса, квадратного корня), также имеющиеся в стандартных библиотеках OrCAD. Для выполнения вычислений над величинами в векторной форме были разработаны дополнительные модели.

Входными сигналами для моделирования двигателя являются напряжения, приложенные к обмоткам двигателя, либо токи в обмотках. Результат взаимодействия токов обмоток с магнитными полями имитируется эквивалентным током, пропорциональным мгновенным значениям крутящего момента на валу двигателя, а также напряжением, соответствующим угловому положению ротора. Момент инерции ротора имитируется соответствующей емкостью конденсатора, момент инерции нагрузки – емкостью внешнего конденсатора, момент сопротивления на валу имитируется заданием внешнего тока соответствующей величины.

В модели имеется возможность смоделировать неравномерность магнитного поля в полюсных зазорах при повороте ротора.

A simulation model of a brushless electric motor

Duong Duc Ha

MAI, Moscow

The aim of this work is to develop a model of brushless motor for system of simulation and design of electronic devices OrCAD-PSpice. The models are designed to automate the design, simulation, and optimization of high-precision actuators according to both the properties of the electronic drive control units and the properties of gears and actuators.

Model of brushless motor is built on the principle of electro-mechanical analogy. In developing the model takes into account the following processes and phenomena in the electric motor:

- currents in the coils of the motor having an electrical resistance and inductance;
- the interaction of coils currents and the magnetic field of multi-pole rotor;
- the possibility of various connection of sections of the coils (connection of "star" or "triangle", serial, parallel or independent sections connection of the coils);
- EMF inductance of each coil when changing current in the coil;
- generation of the induced EMF in the coils of the motor when the rotor rotates in all modes;

- the number of motor phases and the number of magnetic poles of each phase.

To build the model we use the standard models of electric components, available in libraries OrCAD, such as resistors, inductors, dependent current and voltage sources. To simulation of interaction of the coil currents are located at different angles with the rotating magnetic field of the rotor used an abstract units performing calculation of mathematical functions (sine, cosine, square root), also available in standard libraries OrCAD. To perform calculations on values in a vector form additional models have been developed.

Input signals for the motor simulation are voltages applied to the motor coils or coil currents. The result of the interaction of coil currents with magnetic fields simulated equivalent current proportional to the instantaneous values of the torque on the motor shaft, and the voltage is equal to the angular position of the rotor. The moment of inertia of the rotor simulates the capacitance of capacitor, the moment of inertia of the load simulates the capacity of the external capacitor, and the drag torque is simulated by specifying the corresponding value of the external current.

In this model it is possible to simulate irregularity of the magnetic field in the pole gaps by rotating the rotor.

Дистанционное управление питанием устройств ИВТ

Бычков М.М., Игнатенко А.В.

МАИ, г. Москва

С распространением средств связи и телекоммуникаций все больше объектов оснащается компьютерами/серверами с подключенными к ним различными устройствами. Массовый удаленный доступ к серверу с подключенным к нему программируемым устройством часто используется при создании различных единиц авиационного оборудования. Например, при совместной работе разработчиков над написанием программного обеспечения для электронного компаса e-Compass с включенным магнитометром и акселерометром на основе отладочной платы STM32F3DISCOVERY. При этом отладочная плата подключается к серверу/компьютеру, доступ к которому осуществляется через Интернет, позволяя разработчикам работать с ним удаленно. При этом ошибка разработчика может привести к сбою в работе платы, что потребует её физической перезагрузки. Этот процесс может быть осложнен невозможностью моментального доступа к устройству.

Таким образом, актуальным является создание системы, позволяющей осуществлять удаленное управление питанием устройств, подключенных к серверу/компьютеру.

Целью работы является разработка прототипа универсального устройства, позволяющего управлять питанием низковольтного и высоковольтного оборудования, а также устройств, питание которых осуществляется через интерфейс USB. Для корректной работы данного устройства необходимо написать для него управляющую программу, позволяющую указать, какое конкретно из списка подключенных к устройству единиц оборудования должно быть перезагружено, следует ли выполнить перезагрузку самого устройства и т.д.

Реализация устройства основана на использовании реле для управления питанием подключенного оборудования. По запросу пользователя осуществляется прекращение подачи питания на одно из подключенных устройств, а затем ее возобновление, обеспечивая таким образом физическую перезагрузку подключенного оборудования. Для предотвращения случаев, при которых после сбоя или зависания самого устройства дальнейший доступ к нему становится невозможен, предусмотрено использование GSM-модема, позволяющего при получении определенного входящего сигнала (например, SMS-сообщения) осуществить перезагрузку самого устройства.

Distant control of power supply to IT devices

Bychkov M.M., Ignatenko A.V.

MAI, Moscow

With the wide spread of telecommunications, more and more systems are using computers/servers with a variety of devices connected to them via different ports. Global remote access to the server with a programmed device connected to it is frequently used during the creation of aviation electronics. For example, such technology is used during the collaborative work of programming specialists on the development of software for the STM32F3DISCOVERY-based e-Compass with magnetometer and accelerometer mounted on it. At that, debug board is plugged in computer which is accessed by Internet, allowing software engineers to work with it remotely. Herewith, the programming mistake can lead to device failure, which requires physical reboot. This can be complicated because of no direct access to the device.

In such a way, it is relevant to create a system which allows to organize distant control of power supply to devices connected to the server/computer.

The purpose of this research is a development of a prototype of cross functional device which can control power supply to low-voltage and high-voltage equipment, along with devices powered by USB interface. For the valid functioning of such device it is essential to develop a control program which allows to indicate equipment unit need to be reboot or to reboot the device itself.

Device is based on the usage of relay for controlling power supply of connected equipment. The rebooting of one of connected devices is executed on the user request. To prevent situations when after the device failure it can be no longer remotely accessed, the usage of GSM-modem is designed, allowing to perform the reboot when specified signal is received (ex. SMS).

Точность определения координат целей в распределенной РЛС

Татарский Б.Г., Ильчук П.А.

МАИ, г. Москва

Рассматривается распределенная радиолокационная система (РРЛС), состоящая из совокупности совмещенных приемно-передающих позиций, отстоящих друг от друга на выбранную величину базы. Система обеспечивает определение местоположения наблюдаемых объектов на основе обработки в одной из позиций отраженных от них сигналов, излученных каждой из входящих в РРЛС позиций. Особенностью рассматриваемой задачи является то, что зондирующие сигналы позиций имеют идентификационный признак, позволяющий разделять принимаемые сигналы. Определение координат местоположения цели осуществляется на базе дальномерного способа. Показано, что для определения всех трех пространственных координат цели необходимо решение системы уравнений, включающих координаты местоположения позиций и измеренные значения времен запаздываний отраженных сигналов.

В работе исследуются вопросы точности определения местоположения целей в данной системе и анализируется влияние основных источников ошибок на конечный результат. Зависимость точности определения местоположения от возможных ошибок оценивания проверялась путем моделирования. Результаты моделирования представлены в работе. Анализ полученных результатов позволяет говорить о возможности определения местоположения целей в РРЛС без использования специальных мер синхронизации позиций.

Accuracy of target coordinates in a distributed radar

Tatarsy B.G., Il'chuk P.A.

MAI, Moscow

We consider a distributed radar system, consisting of a set of combined receiving and transmitting positions that are separated from each other on the chosen value of distance. The system provides location determination of the observed object on the basis of processing in one position of reflected signals emitted by each of the items included in radar system. The peculiarity of the problem is that the probing signals positions have an identification code which allows divide the received signals. Determination of the origin location

of the target is based on the distance-measuring method. It is shown that the determination of the three -dimensional coordinates of targets is necessary to solve a system of equations, including the location coordinates of the positions and the measured time delays of reflected signals.

We study the question of accuracy positioning purposes in the system , and analyzes the impact of the main sources of errors on the final result. The accuracy of position determination of potential estimation errors checked by simulation. The simulation results are presented in the work. Analysis of the results suggests the possibility of locating targets radar system without the use of special measures synchronization positions.

Многофункциональный радиолокатор с секторным и круговым режимами работы

Исаков И.Н., Ненартович Н.Э., Стариковский П.И.
ГСКБ «Алмаз-Антей», г. Москва

Рассматривается многофункциональный радиолокатор (МФР), созданный в рамках военно-технического сотрудничества ОАО «ГСКБ «Алмаз-Антей» по контракту с инозаказчиком.

Разработанный МФР предназначен для боевой работы, как в круговом, так и в секторном режиме, сочетая в себе функции обзорного радиолокатора обнаружения и стрельбового радиолокатора. Боевая работа МФР ведется полностью автоматически без участия оператора при дистанционном управлении от командного пункта. В процессе боевой работы МФР обеспечивает обзор пространства, обнаружение, автоматическую завязку трасс, трассовое и точное автосопровождение целей, захват и точное автосопровождение наводимых ракет.

К основным техническим решениям, заложенным в МФР, относятся:

разделение антенного поста радиолокатора на два контейнера — вращающийся антенный контейнер, в котором размещается антенная система и высокочастотное приемное устройство, и неподвижный передающий контейнер, в котором размещается передатчик и формирователь зондирующих сигналов — и передача высокочастотных сигналов между контейнерами по вращающемуся сочленению;

автоматическое развертывание и свертывание антенного поста;

распределенная система встроенных в аппаратуру радиолокатора унифицированных вычислительных средств, объединенных единой системой обмена;

полностью цифровая обработка сигналов для всех режимов работы радиолокатора и видов зондирующих сигналов;

адаптивные к воздушной и помеховой обстановке методы и алгоритмы обзора пространства, обнаружения и сопровождения целей, захвата и сопровождения ракет.

Разработанный МФР успешно прошел приемо-сдаточные испытания в Российской Федерации и на территории инозаказчика.

Статистический метод обнаружения цели при дистанционном зондировании морской поверхности

Казин В.В., Кореванов С.В.

МГТУ ГА, г. Москва

Одной из главных задач при дистанционном зондировании морской поверхности является обнаружение ледяных массивов, ледовых образований, металлических предметов и других неоднородностей. Прикладное значение дистанционного зондирования морской поверхности связано, прежде всего, с решением навигационных задач, обеспечением посадки самолетов в труднодоступных районах страны, а так же оценка возможности проводки судов через ледовые образования.

Глобальные наблюдения за большими ледяными массивами могут осуществляться только методами дистанционного зондирования, в частности из космоса с помощью искусственных спутников Земли. Локальные наблюдения проводятся с борта вертолёта или самолета. В процессе зондирования возникают проблемы обеспечения максимальной достоверности получаемых результатов, адекватной оценки состояния морского льда, а так же местоположения заданной цели на поверхности воды. Задача распознавания цели на фоне морской поверхности осложнена тем, что при реальных значениях разрешающей способности радиолокаторов обнаружить контраст требуемой цели довольно сложно из-за большой величины эффективной отражающей поверхности моря. Подобная проблема так же проявляется при работе радиолокатора на фоне любой другой подстилающей поверхности. В связи с этим метод статистического анализа структуры отражаемых или излучаемых сигналов позволяет определять цели с большей точностью. В его основе лежит взаимосвязь между вероятностью правильного распознавания при заданном значении ошибки первого рода и мерой информации математической статистики законов распределения контрастирующих целей.

В работе анализируются поверхности, а так же отражения, которые подчиняются нормальному закону распределения. Для исследования информативности поляризационных параметров радиолокационных сигналов, отражающихся от природных объектов, используются Релеевские плотности распределения сигналов, как для вертикальной, так и для горизонтальной составляющих сигнала.

В результате выявлена зависимость, показывающая, что с увеличением удельной эффективной площади рассеивания уровень информативности цели увеличивается по закону близкому к линейному.

При изменении дисперсии сигнала от распознаваемой цели наблюдается обратная зависимость со снижением уровня количества информации, который начинает стремиться к критическому.

Statistical Method of Locating a Target during Remote Sensing of the Sea Surface

Kazin V.V., Korevanov S.V.

Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow

Detecting of ice clusters, ice formations, metal items and other heterogeneities is one of the main objectives of sea surface remote sensing. The applied significance of sea surface remote sensing is, first of all, connected with navigation management, landing of aircraft in hard-to-reach areas of the country and evaluation of the possibility to pilot vessels through ice formations.

Global observations of large ice clusters can be conducted only by using methods of remote sensing, for example, from outer space with the help of artificial Earth satellites. Local observations are conducted from the helicopter or aircraft. The problems that arise during sensing include achieving maximum accuracy of the obtained results, adequate estimation of the condition of sea ice and identification of the location of the target on the water surface. The task of target recognition against the sea water background is complicated by the fact that with real values of resolution capability of radars the contrast of the target is difficult to detect due to a large size of the effective reflecting area of the sea surface. The similar problem also arises when the radar operates against the background of any other underlying surface. Therefore, the method of statistical analysis of the structure of the reflected or emitted signals helps to detect targets more precisely. The method is based on the relationship between the probability of correct recognition at the allowable type 1 error and the information measure of mathematical statistics of distribution laws applicable to contrasting targets.

The research work offers the analysis of surfaces and reflections that adhere to the normal law of distribution. The information content of polarization parameters of radar signals that are reflected from natural sites is studied by using Rayleigh densities of signal distribution both for the vertical and for the horizontal component of the signal.

The larger specific effective area of dispersion increases the level of information about the target, following the law that approaches the linear one. Changes in the dispersion of the signal from the detectable target result in an inverse relationship when the level of information amount decreases and approaches the critical values.

Разработка виртуальной лабораторной установки для исследования переходных процессов в автономной системе генерирования переменного тока с применением пакета Simulink & MatLab

Карнаухов Н.С.

МГВАК, г. Минск, Белоруссия

Исследование систем генерирования электроэнергии (СГЭ) – это одна из наиболее важных, но и наиболее трудоёмких задач при проектировании систем генерирования (СГ). Поэтому актуальным является вопрос разработки простых инженерных методов, алгоритмов и программ для персонального компьютера (ПК), позволяющих наиболее просто, с наименьшими затратами проводить исследования СГ. Одним из таких методов является метод структурного моделирования из пакета Simulink & MatLab.

Основными элементами схемы исследуемой СГЭ являются: бесконтактный генератор типа ГТ и регулятор напряжения. Они задаются каждый своим блоком типа Transfer Fcn. Звенья, характеризующие действия внешних возмущений (частоты вращения вала авиадвигателя γ и нагрузки ρ и χ - активной и индуктивной соответственно) задаются блоками типа Gain.

При разработке математической модели (ММ) СГ приняты допущения, обычные в такого рода исследованиях, которые не дают существенных расхождений получаемых результатов с опытом: магнитная проницаемость стали генератора равна бесконечности; распределение магнитного поля каждой из обмоток генератора вдоль окружности воздушного зазора машины синусоидально, то есть влияние высших пространственных гармоник магнитного поля не учитывается; демпферная клетка эквивалентирована короткозамкнутыми контурами D и Q , оси которых параллельны продольной и поперечной осям ротора; параметры фазных обмоток статора идентичны; поток рассеяния обмотки возбуждения равен нулю.

Оценка адекватности математической модели синхронного генератора реальному объекту проводилась путём сравнения результатов расчёта на ПК динамических и статических характеристик бесконтактного трёхфазного синхронного генератора мощностью 30 кВ·А с аналогичными характеристиками, полученными в результате натурального эксперимента.

Моделирование переходных и установившихся процессов по напряжению в СГ выполнялось при коммутациях нагрузки от 0 до 160 % и при различных параметрах элементов системы генерирования, а именно различных регуляторах напряжения (П, ПИ и ПИД-регуляторы). Таким образом, разработанная методика и программа расчета могут быть использованы для моделирования как

переходных, так и установившихся электромагнитных процессов в системе генерирования переменного трёхфазного тока с различными регуляторами напряжения.

The development of the virtual laboratory setup for transient processes studies in the AC current generation isolated system with application of the Simulink & MatLab package

Karnauhov N.S., Sanko A.A.

Minsk State Higher Aviation College, Minsk, Belorussia

The research of power generation systems (PGS) is one of the most important and time consuming task when designing generation systems (GS). That is why it is currently important to consider the question about the development of simple engineering methods, algorithms and computer programs which allow carrying out researches of GS as simply and economically as possible. A method for structural modeling out of the Simulink & MatLab package is one of such methods.

The main elements of the scheme being investigated by the PGS are noncontact GT generator and voltage regulator. Each of them can be described by its own TransferFcn block. The links defining external disturbances actions (rotating frequency of the aircraft engine shaft γ and ρ - and χ - active and inductive load correspondingly) are set by the Gain blocks.

In the course of GS mathematical model development (MM) the common to the researches of such types assumptions have been accepted. Such assumptions have no substantial divergences between the results achieved and the experiment: magnetic permittivity of the generator steel equals to infinity, magnetic field distribution of each generator winding along the circle of the machine's airgap is sinusoidal, i.e. the influence of the high space excitation harmonics of magnetic field is ignored; damping cell is made equivalent by the short-circuited contour lines D and Q, whose axes are parallel to longitudinal and transverse rotor axes; characteristics of the phase stator windings are identical; stray flux of the exciting winding equals to zero.

The adequacy assessment of the mathematical model of the synchronous generator to the real object has been performed by comparison of the computer calculation results of dynamic and static characteristics of noncontact three-phase synchronous generator of 30 kW A capacity with the similar characteristics achieved in the course of the full-scale experiment.

Modeling of the transient and stationary voltage processes in GS has been performed under the load commutation within the rate from 0 to 160% and under different characteristics of generation systems elements namely using different voltage regulators (P-, PI, PID regulators). Thus the developed technique and calculation program can be used for modeling of transient

electromagnetic processes as well as stationary ones in three-phase AC current generation systems with different voltage regulators.

Переход к перспективным информационным интерфейсам систем управления на борту космического аппарата

Кириллов К.Ю., Иванов М.А.

ИСС, г. Железногорск, Красноярский край

Целью данной работы является рассмотрение перехода от существующих интерфейсов систем управления на борту космических аппаратов, разрабатываемых ОАО «ИСС», к перспективным интерфейсам систем управления и определение преимуществ данного перехода.

Создание бортовых радиоэлектронных систем ставит перед разработчиками непрерывно растущие требования к производительности систем, их функциональности и гибкости при всё более сжатых сроках разработок в условиях рыночной конкуренции.

В данный момент основным стандартом передачи данных системы управления на борту космических аппаратов является MIL-Std-1553B, или его российский аналог- мультиплексный канал обмена по ГОСТ Р 52070-2003 (МКО). Стремительное развитие радиоэлектронных компонент ведет к развитию систем аппарата и требует передачи всё больших объемов информации между абонентами системы управления на всё больших скоростях, что в свою очередь накладывает существенные ограничения на использование МКО при проектировании перспективных систем управления. Кроме того МКО обладает рядом других ограничений, таких как: высокое электропотребление, ограниченное количество абонентов, а так же невозможность прямого взаимодействия двух оконечных устройств, обусловленная централизованной системой управления.

В данной работе рассматривается стандарт IEEE 1355-1995, определяющий семейство решений для организации высоконадежных последовательных соединений НИС (Heterogeneous Inter-Connect). Наиболее известным вариантом IEEE 1355-1995 сегодня является стандарт ECSS-E-50-12A (SpaceWire), поддерживаемый крупнейшими мировыми космическими агентствами: Европейским космическим агентством ESA, космическим агентством США (NASA) и Японии (JAXA). SpaceWire- это перспективная, системообразующая технология для высокоскоростной коммуникации и комплексирования бортовых систем аэрокосмических аппаратов, которая также может найти применение в системах управления различного назначения. SpaceWire разрабатывалась в соответствии с такими требованиями аэрокосмических применений, как высокие скорости передачи данных,

малые задержки доставки сообщений, устойчивость к отказам и сбоям, низкое энергопотребление, электромагнитная совместимость, компактная реализация в СБИС, поддержка систем реального времени и системных функций бортовых комплексов, большое количество абонентов, возможность децентрализованной передачи данных.

Результатом выполненной работы является определение основных преимуществ стандарта SpaceWire по отношению к МКО при использовании в перспективных системах управления космических аппаратов.

Switchover to the advanced space craft on-board control system information interfaces

Kirillov K. Y., Ivanov M. A.
JSC «ISS», Zheleznogorsk

The aim of this work is to consider switchover from existing space craft on-board control system interfaces developed by JSC “ISS” to advanced control system interfaces and definition of such switchover advantages.

While creating on-board radioelectronic systems developers face continuously growing requirements to systems productivity, functionality and flexibility in the context of ever more limited developing time and market competition conditions.

Currently the main spacecraft on-board control system data transfer standard is MIL-Std-1553B, or its Russian analog – multiplex data-exchange channel (MDEC) GOST 52070-2003 (All-union State Standard). Rampant development of radioelectronic components leads to spacecraft system development and calls for ever bigger amount of information to be transferred between control system subscribers at ever faster speed, that at its turn imposes significant constraints in terms of MDEC using in frame of advanced control system designing. Therewith MDEC has number of other limitations, such as: high electrical energy consumption, limited number of subscribers, as well as lack of possibility of direct interaction between two endpoints, conditioned by features of centralized control system.

In this investigation the IEEE 1355-1995 standard, which determines family of solutions to provide high reliable serial connections HIC (Heterogeneous Inter-Connect), is considered. Best known variant of IEEE 1355-1995 for today is ECSS-E-50-12A (a.k.a. SpaceWire) standard, supported by the world largest space agencies: European space agency (ESA), USA (NASA) and Japan (JAXA) space agencies. SpaceWire is a advanced backbone technology for high-speed communication and aerospace vehicle control systems complexing, which could be applied in control systems of different purposes. SpaceWire was developed in accordance with such demands of aerospace applications as high speed data transferring, low

latency of messages delivering, failure tolerance, low electrical energy consumption, electromagnetic compatibility, compact implementation in large-scale integrated-circuit devices, real time and onboard complexes system functions support, big number of subscribers, possibility of decentralized data transferring.

The result of this work is determination of principal advantages of the SpaceWire standard to MDEC in its use in advanced space craft control systems.

Анализ методов повышения эффективности вычислительной реализации алгоритмов декодирования LDPC-кодов

Кириянов И.А.
МАИ, г. Москва

Коды с малой плотностью проверок на четность (Low-Density Parity Check) обладают одной из лучших корректирующих способностей на фоне современных техник коррекции ошибок в цифровых линиях связи.

Базовым алгоритмом для декодирования кодов с малой плотностью проверок на четность является алгоритм с распространением веры «Belief propagation». Несмотря на высокую исправляющую способность, минусом алгоритма является значительная вычислительная сложность, обусловленная использованием сложных функций гиперболического тангенса и арктангенса при декодировании.

Высокая сложность алгоритма инициирует поиск других путей, позволяющих декодировать низкоплотностные коды. Одним из таких путей является использование алгоритма минимума суммы «Min - sum». Алгоритм позволяет снизить вычислительную сложность декодирования за счет упрощенного расчета сообщений от проверочных узлов графа Таннера. Энергетический проигрыш при этом не превышает 0.7 дБ по уровню 10^{-6} в сравнении с алгоритмом «Belief propagation».

В ряде публикаций показана возможность сокращения этого энергетического проигрыша. Вычисляемые алгоритмом «Min - sum» абсолютные значения сообщений от проверочных вершин графа Таннера будут всегда больше аналогичных значений, вычисляемых по алгоритму «Belief propagation». Различие этих значений обуславливает энергетический проигрыш алгоритма «Min - sum» по отношению к алгоритму «Belief propagation». Нивелировать это различие можно двумя способами.

Первый способ заключается в нормировке сообщений, вычисляемых по алгоритму «Min - sum» от проверочных вершин графа Таннера, некоторым коэффициентом меньше 1, что приводит к алгоритму нормированного минимума суммы «Min - sum normalized». Энергетический проигрыш при использовании этого алгоритма не

превышает 0.1 дБ по уровню 10^{-6} в сравнении с алгоритмом «Belief propagation».

Второй способ заключается в корректировке сообщений добавлением некоторого слагаемого меньше 0 к их рассчитанному абсолютному значению, что приводит к алгоритму сдвинутого минимума суммы «Min – sum offset». Энергетический проигрыш при использовании этого алгоритма не превышает 0.05 дБ по уровню 10^{-5} в сравнении с алгоритмом «Belief propagation».

В работе проведена оценка помехоустойчивости BER упомянутых выше алгоритмов декодирования низкоплотных кодов, а так же их сложности.

The analysis of methods to improve the efficiency of the computing algorithms decodes LDPC-codes

Kirianov I.A.

MAI, Moscow

Low density parity check (LDPC) codes have the best ability to error correction.

The basic algorithm to decoding LDPC codes is «Belief propagation». It is powerful tool to decoding LDPC codes. But this algorithm has a high complexity since one uses hyperbolic tangent and arctangent function.

Algorithm «Min - sum» allows reduce decoding complexity. Exchange between variable and check nodes goes without uses hyperbolic tangent and arctangent function. Payback for this simplification is degradation of error correction performance. It is about 0.7 dB.

This loss can be reduced. Check messages of «Min - sum» is always greater than check messages of «Belief propagation». This is a reason for this loss. There are two ways to minimize this loss.

First, it is algorithm «Min – sum normalized». Check messages of «Min – sum normalized» are computed by dividing check messages of «Min - sum» by some constant. Loss of this algorithm is about 0.1 dB.

Second, it is algorithm «Min – sum offset». Check messages of «Min – sum offset» are computed by subtraction from check messages of «Min - sum» some constant. Loss of this algorithm is about 0.05 dB.

We obtain a BER performance and estimation of decoding complexity for these algorithms.

Обнаружение линий электропередач оптическим методом в инфракрасном диапазоне

Вильчевская П.М., Киселев В.О.

МАИ, г. Москва

При пилотировании беспилотного летательного аппарата в автоматическом режиме или при пилотировании летательного аппарата на малой высоте существует вероятность столкновения воздушного судна с линиями электропередач и, если в случае пилотирования летательного аппарата человеком эта возможность весьма мала, то в случае автоматического полёта беспилотника, опасность вполне реальна. Соответственно стоит задача разработки устройства, способного обнаружить линию электропередач, на расстоянии, достаточном для изменения курса летательного аппарата.

Рассматриваются уже существующие разработки в этой области, обладающие определенными недостатками, и возможность установки их на борту летательного аппарата.

Рассматривается область оптического диапазона для обнаружения ЛЭП в пассивном режиме. Приведены оптимальные параметры фотоприемника для расстояния до ЛЭП 200 м. При этом в условиях ясного неба отношение сигнал/шум составляет > 10 , что позволяет сделать вывод о целесообразности данной разработки и технической реализации устройства.

Detection of power lines

Vilchevskaya P.M., Kiselyov V.O.

MAI, Moscow

If UAV* is piloting in automatic mode or on low altitudes there is a chance of collapsing of an aerial vehicle with power transmission lines. In case where UAV is being controlled by man there is a low possibility of crashing but if aerial vehicle is used in automatic mode chance of collapse becomes significant. That's why there is an objective to create of vehicle capable of detect power transmission lines on the distance high enough to change course when it needs to.

Considering already existing projects on this field that have some disadvantages and possibility of mounting it on board of an aerial vehicle.

Considering the region of visible spectrum for detecting power transmission lines in passive mode. Providing optimal parameters of photoreciever for distance of 200 meters to the power transmission lines. Under conditions of clear sky ratio of signal/noise is lower than 10. This allow to make inference of practicality of this project and of technical realization of the device.

Универсальный блок выделения экстремумов яркости по изображению

Кордовер К.А., Клименко А.В.
МАИ, г. Москва

В данной работе рассматривается универсальный блок выделения экстремумов яркости по изображению, входящий в состав комплекса многокадровой обработки информации, поступающей с крупноформатных матричных фотоприемных устройств (ФПУ).

Одной из основных задач комплекса является обеспечение ориентации космического аппарата в космосе, что достигается путём отслеживания положения аппарата относительно звёзд. Текущее положение аппарата определяется в результате анализа изображений окружающего пространства, получаемых с крупноформатных матричных ФПУ. При этом, при обработке искомым изображений требуется определять местоположение наиболее ярких объектов.

С этой целью разрабатывается универсальный блок выделения экстремумов яркости по изображению, обеспечивающий:

- Определение наиболее ярких объектов в кадре изображения;
- Сортировку выявленных экстремумов;
- Одновременный приём пикселей изображения и их обработку.

Основную сложность в реализации данного блока составляет необходимость обеспечения потоковой обработки данных, поступающих со скоростью 20 Мб/с. При этом все вычисления должны выполняться за приемлемое время ввиду важности задачи ориентации в пространстве. Основные временные задержки в работе блока обеспечивают алгоритмы сортировки и сравнения поступающих пикселей изображения.

В данной работе проведён анализ различных алгоритмов сортировки, а также рассмотрена возможность их применения в данной ситуации с точки зрения аппаратной реализации. В результате анализа предложена конкретная реализация оптимального алгоритма сортировки для реализации на ПЛИС.

The universal unit for finding turning points of brightness in the image

Kordover K.A., Klimenko A.V.
MAI, Moscow

The universal unit for finding turning points of brightness in the image, discussed in this work, is a part of the multiframe processing information complex which gets input data from large-format matrix photoreceiver devices (MPD).

One of the main purposes of the complex is orientation of the space vehicle security, which is provided by tracing aircraft's position regarding to stars. Current position of the space vehicle is calculated with the help of environmental images analysis, which are got from MPD. Thus, brightest objects positioning is required, when processing related images.

The universal unit for finding turning points of brightness in the image was developed specially for this purpose. It provides execution of the functions:

- 1) Brightest objects search in the image frame.
- 2) Sorting turning points, that were identified.
- 3) Simultaneous image reception and processing.

The necessity to ensure the data stream processing (the data comes from the speed 20 Mb/s) is the main realization problem of this unit. Thus, all calculations should be held in a reasonable time because of the importance of space orientation task.

The principal temporary delays of working unit are provided by sorting and comparison algorithms of the incoming image pixels.

The analysis of the different sorting algorithms was made in this work and also was considered the possibility of usage of these algorithms in the hardware realization point of view. As a result of this analysis a concrete implementation of an optimal sorting algorithm for the implementation of the FPGA was proposed.

Расширение динамического диапазона изображения путём мультисерийной съёмки

Князь В.В., Бусурин В.И.
МАИ, г. Москва

При формировании, обработке и анализе изображений часто возникает задача расширения динамического диапазона. Для решения данной задачи предлагается использовать набор изображений, сделанных с различными экспозициями, и создать их линейную комбинацию с коэффициентами, пропорциональными длительности экспозиции. Полученное изображение может быть применено для задач выделения и анализа низкоконтрастных объектов в контексте высококонтрастной сцены, а также для увеличения глубины дискретизации снимка.

В ходе работы проведены исследования пропорциональности значений яркости, полученных с матрицы, длительности экспозиции. Путём сравнения снимков определена область линейной работы матрицы. Произведена съёмка и анализ тестовых изображений, рассмотрены проблемы работы с изображениями со сжатием и нелинейной таблицей поиска.

Разработан алгоритм, позволяющий создавать изображения с расширенным динамическим диапазоном на основе заданного набора снимков. Особенности алгоритма являются:

- максимальное соответствие выходного изображения снимку, который мог бы быть получен теоретически с идеальной матрицей, обладающей неограниченным динамическим диапазоном;
- увеличение глубины дискретизации выходного изображения;
- возможность создания 32-битных многоканальных изображений;
- поддержка входных изображений, сохранённых в форматах со сжатием;
- возможность линеаризации таблицы поиска и восстановление исходных данных входных изображений;
- непрерывность динамического диапазона выходного изображения;
- устранение повышенного шума вблизи границ рабочего диапазона матрицы;
- снижение общего уровня шума выходного изображения.

Создано и опробовано программное обеспечение, реализующее данный алгоритм. Произведено тестирование и отладка алгоритма на специальных калибровочных снимках и наборе снимков высококонтрастного объекта – внешней атмосферы Солнца (солнечной короны), полученных во время полного солнечного затмения.

Результатом выполненной работы является несложный алгоритм, позволяющий объединять наборы снимков, сделанных с разными экспозициями, в одно изображение с расширенным динамическим диапазоном и сниженным уровнем шума, а также программное обеспечение, реализующее данный алгоритм.

Image dynamic range enhancement based on multi exposure image capture

Knyaz V.V., Busurin V.I.
MAI, Moscow

A need for a wide image dynamic range is often a case in the image processing and analysis. To enhance a dynamic range of a single image it is proposed to create a linear combination of a multi exposure image stack of the same scene. Coefficients in the linear combination are reciprocal to the ratio of exposures. The resulting image with high dynamic range could be used for detection of low contrast objects in high contrast scenes. The other benefit of the resulting image is an increase in a bit depth.

An assumption of a linear relation between an exposure and pixel intensity was studied using images of a special calibration pattern. The linear range of

an image sensor response was determined by the comparison of these calibration images. Disadvantages of a usage of compressed images and non-linear lookup tables were also studied.

A dynamic range enhancement algorithm was developed. The key features of the algorithm are:

- maximal possible conformity of the resulting image to an ideal image that could be theoretically produced by an ideal sensor with an unlimited dynamic range;
- increase in the bit depth of the resulting image;
- support of 32-bit multichannel images;
- support of compressed input images;
- restoration of an original data for input images with non-linear lookup tables;
- continuous dynamic range of the resulting image;
- reduction of a high noise near limits of the dynamic range of original images;
- overall noise reduction in the resulting image.

The algorithm was implemented and tested in original software. A performance of the algorithm was tested using calibration images and a multi exposure image stack of a high contrast object – exterior solar atmosphere (corona), captured during a total solar eclipse.

A result of the research is the effective dynamic range enhancement algorithm and software for an image processing. Using the software a stack of multi exposure images could be compiled in a single image with a greater dynamic range and a lower noise.

Минимизация уровня бокового излучения в антенных решетках с пространственной гексагональной структурой

Кондратьева С.Г., Овчинникова Е.В., Гиголо А.И.

МАИ, г. Москва

В настоящее время к антенным системам бортовых радиолокационных комплексов предъявляются достаточно жесткие требования по таким характеристикам, как помехозащищенность, скрытность работы.

Одним из способов повышения скрытности работы РЛС является снижение общего уровня бокового излучения, по которому можно обнаружить станцию. Снижение УБЛ можно достичь различными способами: методами амплитудно-фазового синтеза, параметрической оптимизации. При этом необходимо учитывать, что антенная решетка для РЛС должна обладать широкой частотной полосой (не менее 10%) и большим усилением при ограниченных габаритах. Поэтому возникает задача создания антенной решетки с фиксированными габаритами,

ограниченными размерами миделя летательного аппарата, обладающей высоким энергетическим потенциалом и малым УБЛ.

В работе предлагается снизить УБЛ без изменения коэффициента направленного действия путём отказа от плоской формы и перехода к более сложной структуре размещения элементов в антенной решетке. Наиболее простая форма получается при различных формах изгиба прямоугольного или круглого раскрыва. При этом УБЛ снижается в плоскости изгиба и его значение зависит от величины изгиба. Для уменьшения УБЛ в другой плоскости необходимо использовать кривизну в двух плоскостях. Возможно также пирамидальное размещение излучателей в квадратном раскрыве или любое азимутально-симметричное размещение элементов в раскрыве.

Наиболее близким по технической сущности к предлагаемому способу минимизации бокового излучения является способ, в котором минимизация УБЛ осуществляется с помощью оптимального размещения элементов на плоской апертуре. Существенным недостатком этого способа является уменьшение коэффициента усиления антенны по сравнению с его значением при равномерном и эквидистантном заполнении апертуры. Так как при оптимизации размещения уменьшается число элементов. Таким образом, данный способ нельзя применять в системах, для которых, важнейшими параметрами являются энергетический потенциал и УБЛ при фиксированном размере миделя ЛА. К таким системам относятся бортовые радиолокационные системы и некоторые наземные телекоммуникационные системы.

Как показывают расчеты, пространственное размещение элементов позволяет при КНД, незначительно отличающемся от КНД плоской АР получить УБЛ на 3 дБ ниже. Кроме уменьшения уровня бокового излучения в данной структуре можно немного увеличить расстояние между излучателями разных этажей и снизить взаимодействие, что благоприятно сказывается как на характеристиках направленности антенной системы, так и на удобстве изготовления распределительной системы.

Side radiation level minimization in the antenna arrays with spatial hexagonal structure

Kondrat'eva S.G., Ovchinnikova E.V., Gigolo A.I.
MAI, Moscow

Today's on-board radars need to meet rigid requirements on such criteria as noise immunity and stealth of operation.

One way to make the radar less visible is to reduce the total level of side radiation, by which system may be detected. There are several methods of

decreasing the side lobe level: methods of amplitude-phase synthesis, parametric optimization, etc. In addition, it should be considered, that an antenna array for the radar should have wide bandwidth (more than 10%) and as much gain as possible under limited dimensions. Therefore, there is a task of creating an antenna array with fixed dimensions (limited by an aircraft dimensions), high energy potential and low side lobe level.

In this paper a side lobe level decrease with constant directivity value by transition from plane to more complex element arrangement in the antenna array is suggested. The simplest form derives from various bends of rectangular or circular aperture. With it, the side lobe level decreases at bend plane, and the side lobe level depends on bend value. To decrease the side lobe level on other plane, it is necessary to apply the two-plane bending. Also a pyramidal arrangement of radiators on rectangular aperture or any other azimuthally symmetric arrangement is possible.

Closest technical realization to the suggested method of the side lobe level minimization is the method, in which the side lobe level minimization derives from an optimal element arrangement on the planar aperture. Significant disadvantage of this method is a decrease of the antenna gain value compared to value obtained from regular and equidistant element arrangement in the aperture. It occurs due to the fact that the number of elements decreases during the optimization process. Thus, this method can't be applied to the systems, for which such values as energy potential and side lobe level are critical in fixed aircraft dimensions. Such systems includes on-board radars and some ground telecommunication systems.

According to the calculations, spatial element arrangement allows to acquire 3 dB decrease of the side lobe level with minor effects on the antenna directivity (compared to the planar antenna array). Aside from decreasing the side lobe level, spatial element arrangement allows to increase distance between the elements of different stages, which decreases interference, improves the directivity characteristics of the antenna system and simplifies manufacturing of the distribution system.

Анализ влияния внешних воздействий среды на навигационные системы беспилотных летательных аппаратов (БЛА) эксплуатируемых на высоких широтах

Кореванов С.В., Казин В.В.
МГТУ ГА, г. Москва

Применение беспилотных летательных аппаратов (БЛА) на высоких широтах имеет целый ряд технических сложностей, одним из которых является плохое навигационное обеспечение, которое связано с низкой показателем доступности радиовидимости навигационных космических аппаратов, большим влиянием высокоширотной ионосферы, а также с

инструментальной погрешностью инерциальных систем. Ухудшение точностных характеристик, понижает уровень надежности и экономичности эксплуатации БПЛА. Одной из главных технических задач, является улучшение точностных характеристик навигационного обеспечения.

Целью данной работы являлось: анализ внешних помех и их влияние на точностные характеристики навигационных систем, при их эксплуатации на высоких широтах, построение математической модели влияния внешних помех на работу навигационных систем.

Первым этапом работы являлся анализ экспериментальных данных навигационных систем полученных во время испытательных полетов на высоких широтах следующих типов самолетов:

A320 компания Airbus.

RRJ-95B компания ЗАО «ГСС» в 2011г.

Вторым этапом разработки являлись математический анализ и построение математической модели влияния внешних помех на точностные навигационные характеристики беспилотных летательных аппаратов эксплуатируемых на высоких широтах.

Третий этап работы: выдача рекомендаций по проектированию навигационных систем беспилотных летательных аппаратов, которые будут эксплуатироваться на высоких широтах.

Analysis of the impact of the unmanned aerial vehicles (UAV) on the environment during their exploitation at high latitudes

Korevanov S.V., Kazin V.V.

MSTUCA, Moscow

Uav's implementation on the northern latitudes has the number of technical difficulties. One of these difficulties is the low navigation support which is associated with a low indicator of the availability of the navigation spacecraft's radion visibility; the impact of high latitude ionosphere is considerable as well as inertial systems' instrumental errors. Such degradation in characteristics of the accuracy makes uav's reliability and efficiency lower. One of the main objectives in technical issues is the correction of the characteristics of accuracy in navigation support.

The purpose of the work of this article was: an analysis of external interference, and their effect on the accuracy of the navigation systems in their operation at high latitudes, the construction of a mathematical model, the effect of external interference in the work of navigation systems.

The first stage of the work was to analyze the experimental data, navigation systems obtained during test flights at high latitudes of the following aircraft types:

1) A320 by Airbus.

2) RRJ-95B company JSC "Sukhoi Civil Aircraft" in 2011.

The second stage of development is the mathematical analysis and in building a mathematical model of the effect of external noise on the precision navigation capabilities of unmanned aerial vehicles operating at high latitudes.

The third phase of the work: making recommendations for the design of navigation systems of unmanned aerial vehicles to be operated at high latitudes.

The unmanned aviation is one of the most perspective nowadays among all its otherkinds. Marketing researches forecast the growth of the revenue in the global uav market up to \$5,5 billions in 2016. This is the highest index of all segments in global aerospace industry. The implementation of uav in the sector of the civil aviation is pending nowadays the technical issues solution. This solution is essential for uav sustainable use. It is important to highlight those objects uav's implementation which are raised the civil sector. These objectives are becoming highly demanded today. First of all, it is uav function of the control. With the help of unmanned system it is possible to control the operand's technical condition as well as its safeness and functioning, considering that the controlled operand may be in a long distance (extended operands). One of the markets segments is uav's implementation in Arctic, also its implementation in geological exploration and rescue operations. Uav's implementation on the northern latitudes has the number of technical difficulties. One of these difficulties is the low navigation support which is associated with a low indicator of the availability of the navigation spacecraft's radion visibility; the impact of high latitude ionosphere is considerable as well as inertial systems' instrumental errors. Such degradation in characteristics of the accuracy makes uav's reliability and efficiency lower. One of the main objectives in technical issues is the correction of the characteristics of accuracy in navigation support. It is important to solve the problem of the environment impact on the accuracy of uav's navigation systems at high latitudes for successful analysis and the definition of the ways of correction in technical accuracy.

Система критериев качества работы телекоммуникационной сети в задаче выбора маршрутизации

Мадаминов С.Р.

МАИ, г. Москва

Целью данной работы является разработка системы критериев качества работы телекоммуникационной сети в задаче выбора протокола маршрутизации. Важной особенностью данной работы является то, что учитывается, что часть параметров зависит от времени.

В первой части работы материал посвящен рассмотрению существующих проблем современных способов маршрутизации, раскрыто понятие концепции программно-конфигурируемых сетей. Также рассмотрено понятие качества работы телекоммуникационной сети и дано определение данного термина в рамках существующих рекомендаций и стандартов. При этом уделено внимание самим показателям качества, приведены примеры статических показателей и зависящих от времени.

Вторая часть работы посвящена вопросам хранения информации о сети, о ее параметрах и состоянии. Само хранение информации позволит строить модели трафика для конкретных сетей, что позволит принимать более точные решения на данной сети. Рассмотрен вопрос построения системы критериев качества работы телекоммуникационной сети. Введено понятие простого маршрута и Ключевого Показателя Эффективности (КПЭ) для простого маршрута. Понятие простого маршрута нужно для перехода к более сложным маршрутам, которые используются в современных телекоммуникационных сетях. Также предложена формула для расчета КПЭ для простого маршрута и приведен список показателей, которые стоит в данную формулу включить. Отдельно стоит отметить, что формула строится таким образом, чтобы ее было легко модифицировать, что позволит учитывать особенности той или иной сети, а также добавлять и/или удалять показатели. При этом показателям приданы различные весовые коэффициенты, чтобы можно менять баланс на сети, предоставляя возможность делать часть показателей более значимыми чем другие на выбранной сети.

Таким образом, построенная система критериев качества работы телекоммуникационной сети позволит принимать решения о выборе способа маршрутизации путем сравнения значений КПЭ для различных маршрутов на основе многих параметров с учетом весовых коэффициентов. Отдельно стоит отметить, что данную систему можно использовать не только как инструмент при принятии решения, но и как инструмент мониторинга состояния маршрутов.

Перспективы применения электрической призмы в качестве ППФ с сверх узкой полосой пропускания и устройства прямого и обратного преобразования Фурье для согласованной фильтрации полезного сигнала приходящего на приемный тракт космического аппарата в условиях сильных паразитных шумов, созданных при работе ионного двигателя

Мерьков А.Ю., Куркин И.И.

МАИ, г. Москва

В современных условиях развития радиотехники сохраняется задача повышения избирательности резонансных фильтров, используемых в электронных устройствах. При этом очевидна проблема влияния неподавленных частотных составляющих на сигнал и как результат - его искажение.

Современные резонансные фильтры, к сожалению, не могут полностью подавить ненужные частотные составляющие так как:

- Имеют плавно меняющуюся АЧХ, которая только ослабляет ненужные составляющие, но не нейтрализует их.
- Все частотные составляющие идут через одну цепь, то есть по одному пути и все попадают на выход цепи.

Для решения задачи увеличения избирательности предполагается использовать шунтирование всех ненужных частотных составляющих с помощью особого элемента цепи- некой системы с изменяющимися в зависимости от координаты частотными характеристиками, то есть резонансными частотами.

Возникает вопрос как создать такую систему. Ответ на этот вопрос лежит в получении системы в которой параметры индуктивность L и емкость C меняются в зависимости от координаты. Эту систему можно назвать электрической призмой, так как она действует по сходному характеру как и оптическая, разлагая сигнал на множество гармоник с разными частотами и пуская их по разному пути. Оставшаяся часть задачи состоит в определении этого пути, и определении точек прикрепления клемм к данному устройству для получения сигнала нужной нам частоты.

Электрическая призма также может обладать следующими свойствами:

Прямое и обратное преобразование Фурье: то есть спектр радиосигнала, поданного на устройство можно получить в виде сигнала зависящего от времени обработать его во временной области с помощью умножения на сигнал имитирующий АЧХ некоторого фильтра, а потом подать данный сигнал на систему и снова получить пришедший радиосигнал. Это позволяет подбирать не согласованные фильтры, а сигналы имитирующие АЧХ согласованного фильтра.

Prospects of application of an electric prism as PPF with a supernarrow pass-band and devices of direct and return transformation of Fourier for the coordinated filtration of a useful signal of the spacecraft coming to a reception path conditions of the strong parasitic noise created during the operation of the ionic engine

Merkov A.Yu., Kurkin I.I.

MAI, Moscow

In modern conditions of development of radio engineering the problem of increase of selectivity of the resonant filters used in electronic devices remains. The problem of influence of undepressed frequency components on a signal and as result its distors.

Modern resonant filters, unfortunately, can't suppress completely parasitic frequency components as:

1) Have smoothly changing amplitude-frequency characteristic which only weakens unnecessary components, but doesn't neutralize them.

2) All frequency components go through one scheme, that is on one way and all get on the exit of it.

For the solution of the problem of increase in selectivity it is supposed to use shunting of all unnecessary frequency components by special element of a chain - a certain system with frequency characteristics changing depending on coordinate, that is resonant frequencies.

There is a question how to create such a system. The answer of this question lies at receiving system in which parameters inductance of L and capacity of C change depending on coordinate. It is possible to call this system an electric prism as it works on similar character as well as optical. It decompos a signal to a many of harmonicas with different frequencies and letting them differently ways. The rest of a task consists of definition of this way, and definition of points of an attachment of plugs to this device for receiving a signal of the frequency which is necessary to us.

he electric prism also can have the following properties:

Fourier's direct and return transformation: that is the spectrum of the radio signal given on the device can be received in the form of a signal time-dependent to process it in a time domain by means of multiplication to a signal imitating amplitude-frequency characteristic of some filter, and then to give this signal on system and again to receive the come radio signal. It allows to select not coordinated filters, and signals imitating amplitude-frequency characteristic of the coordinated filter.

Применение модели Кано для определения функциональности пользовательских интерфейсов ИСУ предприятий промышленности

Моругин П.А.

МАИ, г. Москва

Задача определения оптимального набора функций ИСУ, подлежащих реализации обладает сложностью формализации из-за противоречивой дуальности: высокая мобильность изменений в сфере управления — высокая консервативность пользователей. Это ставит задачу определения функций, подлежащих реализации пользовательского интерфейса (ПИ), учитывающего мнения и/или пожелания пользователей и необходимость адаптации под изменяющиеся внешние требования.

Автором предлагается использовать модель Нориаки Кано для целей функционального этапа проектирования ПИ ИСУ. Вначале необходимо составить и пронумеровать список функций, выполняемых ПИ ИСУ и выбрать из них те, потребность в реализации которых необходимо оценить. Далее следует составить анкету, в которой по каждой из функций будет требоваться ответить на два вопроса: как вы относитесь к наличию данной функции; как вы относитесь к отсутствию данной функции.

Для каждого из вопросов необходимо выбрать один из пяти возможных вариантов ответа: мне это нравится; ожидаю функцию в таком виде; не имеет значения; могу с этим смириться; мне это не нравится.

После заполнения анкет пользователями необходимо перенести результаты по каждой функции в специальную матрицу результатов, каждая клетка которой заполняется количеством ответов нарастающим итогом. Исходя из положения функции в матрице, определяется ее тип: обязательные функции; желательные функции; привлекательные функции; индифферентные функции; нежелательные функции; функции под вопросом.

Полученную по максимальному числу ответов категорию для каждой функции нужно добавить в составленный ранее список (по одной для каждого пункта). Затем предлагается построить систему координат, где по оси Y измеряется удовлетворенность пользователя, а по оси X — уровень эффективности реализации функции в ПИ ИСУ. На квадранты данного графика необходимо нанести номера функций из первоначального списка.

I квадрант — обязательные функции. II квадрант — нежелательные функции. III квадрант — желательные функции. IV квадрант — индифферентные функции.

Применение предложенного метода может осуществляться не только при разработке «с нуля», но и при редизайне существующих ПИ, на начальном этапе. Это позволит определить то, какие функции необходимо сохранить в новой ИСУ, а от каких можно отказаться. Дополнительным плюсом данного подхода является возможность добавления в список не только существующих функций, но и тех, которые еще не реализованы, чтобы оценить необходимость их имплементации.

Application of Kano model to determine the functionality of ERP systems user interfaces for industrial enterprises

Morugin P.A.
MAI, Moscow

The problem of determining the optimal set of functions ERP systems to be implemented has difficulty of formalizing because of the contradictory duality: the high mobility of the changes in management – the high conservatism of users. This raises the problem of determining the functions to be implemented by the user interface (UI), taking into account the views and/or users wishes, and the need to adapt to changing external requirements.

The author proposes to use the model Noriaki Kano for the purpose of functional design phase of the ERP system UI. First it is necessary to make and to number a list of functions performed by the ERP system UI and to choose those, the need for the implementation of which is necessary to estimate. This is followed by a questionnaire in which for each of the functions it will be required to answer two questions: how do you feel about the presence of this feature; how do you feel about the absence of this feature.

For each question, respondents must choose one of five possible answers: I like it; I expect the function as is; it does not matter; I can live with that; I do not like it.

After filling in the questionnaire by the users it is necessary to transfer the results of each function in the special matrix of results, each cell of which is populated with the cumulative number of responses. On the basis of the position of functions in the matrix its type is determined: obligatory functions; desired functions; attractive functions; indifferent functions; unwanted functions and the functions under the question.

Received by the maximum number of responses the category for each functions must be added to the list previously drawn up (one for each item). Then it is proposed to construct a coordinate system, where the Y-axis measures user satisfaction, and the X-axis – the level of implementation effectiveness of the UI function. On quadrants of the chart the numbers of functions from the original list must be applied.

Quadrant I – obligatory functions. Quadrant II – unwanted functions. Quadrant III – desired functions. Quadrant IV – indifferent functions.

Application of this method can be carried out not only in the development of ERP systems from the beginning, but also in the redesign of the existing UI. This will allow to determine which functions should be saved in the new ERP system, and which can be refused. An additional advantage of this approach is the ability to add to the list not only the existing functions, but also those which have not yet been realized, to assess the need of their implementation.

Разработка алгоритмов определения географических координат РЛС по данным РТР

Переслегин Л.А., Полубояринов А.В.
МАИ, г. Москва

Целью данной работы являлось создание алгоритма определения географических координат наземной неподвижной радиолокационной станции (РЛС) по данным станции радиотехнической разведки (РТР), расположенной на воздушном судне (ВС) для расширения возможностей использования комплекса средств радиоэлектронного противодействия до единого прицельно-навигационного.

На первом этапе были определены требования к системам РТР и навигации ВС. Определен метод решения данной задачи, проведены необходимые математические выкладки.

На втором этапе разработанный алгоритм в среде Matlab применялся в расчётной модели конкретного полёта, где была разработана интеграция алгоритма с необходимыми для расчёта данными от комплекса средств навигации: согласование между собой по времени данных для расчётов, поступающих от комплексов; разработан дополнительный алгоритм фильтрации и сопровождения истинных целей.

Результатом работы является модель решения задачи на земле во время анализа записи проведённого полёта для любого ВС, имеющего системы радиоэлектронного противодействия и определения собственных координат, а так же систему объективного контроля, для записи необходимых данных. Так же сформулированы требования к станции РТР, с целью:

- Определения координат наземных, надводных и воздушных подвижных целей;
- Определения собственных координат по системе ближней навигации;

- Организации информационного взаимодействия между бортами в групповом полёте, наземными, морскими и другими воздушными объектами;
- Определения структуры единого прицельно-навигационного комплекса и комплекса средств передачи информации об обнаруженных целях.

Development of algorithms for determining the geographic coordinates of radar stations according to signals intelligence data

Pereslegin L.A., Poluboyarinov A.V.
MAI, Moscow

The goal of this work was to develop algorithm of determining the geographical coordinates of the fixed ground radar stations according to data signals intelligence, located on the aircraft to enhance the use of complex electronic countermeasures equipment to a single sighting and navigation.

In the first stage have been identified requirements for signal intelligence and navigation of aircraft. Defines a method to solve this problem carried out necessary mathematical calculations.

At the second stage, developed algorithm in Matlab was used in the computational model of a particular flight, where the integration of the algorithm was developed with the necessary data for the calculation from complex of navigation tools: the time alignment of data for the calculations coming from the complexes; developed additional filtering algorithm and tracking of the true aims.

Result is a model for solving the problem on the ground at the time of the analysis conducted by the flight records for any aircraft having an electronic countermeasures system and the coordinates identify system, as well as a system of objective control for recording the required data. As well formulated the requirements to signal intelligence station with a view to:

- Coordinates determination of ground, surface and air moving targets;
- Determination own coordinates by short-range navigation system;
- Organization of information exchange between sides in the group flight, terrestrial, marine and other aerial objects;
- Determination of a single sighting and navigation complex and a tools complex of communicating information related detected targets.

Расчет пропускной способности сотовых сетей связи на основе модели совместного обслуживания сервисов реального времени и данных

Пестерев А.А.
МАИ, г. Москва

Сотовые сети связи развиваются в рамках поддержки новых мультимедийных услуг требующих большую пропускную способность. Для этого перспективные сети связи должны обеспечивать передачу большого объема трафика в пределах заданной полосы частот за счет увеличения спектральной эффективности и новых алгоритмов управления радиоресурсами. В данных сетях пропускная способность абонентов зависит от качества радиоканала до базовой станции и от доли канальных ресурсов, выделенной пользователю. Это связано с тем, что в стандартах предусмотрена схема адаптивной модуляции и кодирования для управления скоростью передачи данных в зависимости от состояния радиоканала связи.

Таким образом, при совместном обслуживании трафика сервисов реального времени и данных с учетом особенностей перспективных сетей сотовой связи возникают следующие новые задачи:

- разработка методик оптимизации логики системы управления радиоресурсами,
- расчет пропускной способности для оценки емкости беспроводных транспортных сетей.

Представленные задачи решаются на основе анализа пропускной способности на потоковом уровне. Для оценки производительности на потоковом уровне разработана математическая модель совместного обслуживания трафика сервисов реального времени и данных, которая основана на принципе сбалансированного эффективного распределения канального ресурса между пользователями. Данный класс моделей позволяет получить адекватные результаты, за счет учета особенностей организации каналов передачи информации и использования эффективной схемы распределения канального ресурса между пользователями.

Assessing flow-level performance of 3G/4G wireless networks by using a model of joint transmission of real-time service traffic and data traffic

Pesterev A.A.
MAI, Moscow

Cellular data networks have been evolving to meet the needs of new multimedia services requiring high data throughput. For this purpose cellular data networks shall transmit large traffic amount within given spectrum by

increasing spectrum efficiency and applying new features of radio resource system. In such networks user throughput depends on radio link quality and dedicated channel share assigned to a user due to adaptive coding and modulation scheme. Thereby in case of joint transmission of real-time service traffic and data traffic taking into account features like adaptive coding and modulation, there emerge new objectives:

- construction of optimizations techniques for radio resource system,
- evaluation of cell-average user throughput for backhaul networks.

Given challenges are carried out by analyzing user throughput in flow-level. The balanced fairness model of joint transmission of real-time service traffic and data traffic is constructed for assessing cell flow-level performance. This class of models enables to perform adequate estimates by taking into account methods of channel resource allocation.

Анализ частотных свойств шлейфных структур на основе теоремы о каскадном включении реактивных четырехполюсников

Петров И.А.

ЦНИРТИ им. академика А.И. Берга, г. Москва

В предшествующих работах приводятся многочисленные примеры проектирования устройств СВЧ с использованием широкополосных согласующих структур с короткозамкнутыми и разомкнутыми шлейфами. Совмещение подобных структур со структурами СВЧ устройств, синтезируемых общепринятыми методами, (так называемый, структурный синтез) позволяет: значительно увеличить число параметров для последующего параметрического синтеза, расширить рабочий диапазон частот, получить заданные амплитудно- и фазо-частотные характеристики, значительно увеличить число вариантов схемотехнического построения устройств, в ряде случаев, придать результирующей структуре новые частотные свойства и функциональные возможности, уменьшить габариты разрабатываемых устройств и высокочастотных трактов.

В качестве исходных структур, которые могут совмещаться со структурами разрабатываемых СВЧ устройств и высокочастотных трактов, могут быть использованы структуры с каскадным включением одинаковых реактивных симметричных четырехполюсников. Частотные свойства таких структур могут определены на основе теоремы о каскадном включении реактивных четырехполюсников Данная теорема показывает, что частотные свойства каскадного соединения любого числа одинаковых реактивных симметричных четырехполюсников определяются, прежде всего, параметрами элементов одиночного четырехполюсника.

В докладе, на основе теоремы о каскадном включение реактивных симметричных четырехполюсников, проведен анализ частотных свойств П – образных шлейфных структур с параллельными четвертьволновыми короткозамкнутыми шлейфами, между которыми включены последовательные четвертьволновые отрезки линий передачи. Дана трактовка математической полосы пропускания реактивных симметричных четырехполюсников и ее отличие от физической полосы пропускания. На примере полосового фильтра с чебышевской характеристикой показано, что в физической полосе пропускания сложных четырехполюсников математическая полоса пропускания может иметь полосы заграждения, что приводит к увеличению уровня ослабления и коэффициента отражения при их каскадном включении.

Shunt structures frequency characteristics are analysed on base of the theorem about cascade cut-in reactive symmetrical quadrupoles

Petrov I.A.

FSUE «CNIRTI name of the academician A.I. Berg», Moscow

In previous works are given multiple examples designed microwave devices in which are used broadband agreeing structures with shorted line shunts and open line shunts. The association of the similar structures with microwave devices, synthesized by classical methods, is identified the structured syntheses. The structured syntheses allows: vastly to enlarge the numbers a parameters for the following parametric syntheses, increase the operating range of the frequencies, get the required amplitude and phase frequency features, vastly enlarge the number a variants circuitual of the building device, in row of the events, add the resulting structure new frequency characteristics and functional possibilities, reduce the size under development devices and radio-frequency tracts.

The structures with cascade cut-in alike reactive symmetrical quadrupoles can be applying as source when designing microwave devices and radio-frequency tracts. The frequency characteristics of such structures can are determined on base of the theorem about cascade cut-in reactive symmetrical quadrupoles. Given theorem shows that frequency characteristic of the cascade join of any number alike reactive symmetrical quadrupoles are defined, first of all, parameters elements single quadrupole.

In report, the frequency characteristic structures with parallel shorted line shunts and consequent length line of the issue is organized analysis on base of the theorem about cascade cut-in reactive symmetrical quadrupoles. The Mathematical pass band of the reactive symmetrical quadrupole interpretation and its change from physical pass band are given. On example bandpass filter with Chebyshev by feature is shown that in physical pass band complex quadrupole mathematical pass band can have a bands of the barrier that

brings about weakening level increase and factor of the reflection under their cascade cut-in.

Вибродиагностика ГТД в условиях СТЦ

Петухов А.В.
УМПО, г. Уфа

На современных предприятиях, специализирующихся на производстве и ремонте авиадвигателей, а также срочном, внеплановом восстановлении состояния ГТД (сервисно – технические центры) значительно возросла роль программно – технических средств для комплексной диагностики состояния конкретного двигателя. Одним из самых сложных и ответственных этапов в процессе производства, ремонта и восстановления состояния ГТД является процесс испытания. На ведущих отечественных и мировых авиадвигателестроительных предприятиях, а также в центрах восстановления технического состояния ГТД (СТЦ) процесс диагностирования состояния высокотехнологичных изделий (таких, как авиационный двигатель АЛ-31Ф), характеризуется большим объемом информации, получаемой при испытаниях (до нескольких сотен параметров), применением уникальных техпроцессов, материалов и оборудования, длительным циклом испытания.

Чтобы оптимально оценивать состояние конкретного ГТД, необходимо качественное проведение вибрографирования корпусов двигателя для выявления очагов вибрации, а также предотвращения отказов в эксплуатации.

Контроль ключевых показателей нормальной работы АЛ-31Ф, в условиях СТЦ, при проведении вибрографирования наиболее целесообразно проводить с повторным использованием накопленного опыта, представленного в виде прецедентов.

Таким образом, возникает объективная необходимость создания единой информационной базы прецедентов для контроля ключевых показателей нормальной работы ГТД в условиях СТЦ, когда в режиме «on-line» невозможно проведение теоретических и практических консультаций с разработчиком и/или производителем двигателей АЛ-31Ф.

GTD vibration diagnostics in the conditions of the STTs

Petukhov A.V.
UMPO, Ufa, Russia

At the modern enterprises specializing on production and repair of aircraft engines, and also urgent, unplanned restoration of a condition of GTD (it is service – the technical centers) the role programmatically – technical means

for complex diagnostics of a condition of the concrete engine considerably increased. One of the most difficult and responsible stages in the course of production, repair and restoration of a condition of GTD is test process. At the leading domestic and world aviaengine-building enterprises, and also in the centers of restoration of a technical condition of GTD (STTs) process of diagnosing of a condition of hi-tech products (such as the aviation AL-31F engine), is characterized by large volume of information received at tests (to several hundred parameters), application of unique technical processes, materials and the equipment, a continuous cycle of test.

Optimum to estimate a condition of concrete GTD, high-quality carrying out a vibrografirovaniye of cases of the engine for identification of the centers of vibration, and also prevention of refusals in operation is necessary.

Control of key indicators of normal work of AL-31F, in the conditions of STTs, when carrying out a vibrografirovaniye it is most expedient to carry out with a reuse of the saved up experience presented in the form of precedents.

Thus, there is an objective need of creation of uniform information base of precedents for control of key indicators of normal work of GTD in the conditions of STTs when in the on-line mode carrying out theoretical and practical consultations with the developer and/or the producer of AL-31F engines is impossible.

Лазерный высотомер

Петенев Е.К., Хасанов С.И., Романенко Н.Э., Фоминых Г.А., Филиппов И.Е.

МАИ, г. Москва

С развитием беспилотных летательных аппаратов и малой авиации особо актуальной становится задача измерения фактической высоты полета, то есть расстояния от ЛА до ближайшего препятствия по вертикали. Особое значение это приобретает при малых высотах полета.

В ходе работы был произведен анализ существующих технических средств – это, в основном, ультразвуковые, лазерные и радиовысотомеры. Последние, несмотря на ряд очевидных преимуществ, не всегда пригодны для установки на борт БЛА из-за достаточно большой массы и потребления энергии. Ультразвуковые дальномеры работают в основном на малом расстоянии.

В настоящей работе рассматривается вопрос построения малозатратного лазерного высотомера, пригодного для установки на сверхлёгкие БПЛА и пилотируемые аппараты малой авиации.

На сегодняшний день на рынке представлено большое количество лазерных дальномеров невысокой стоимости (до 10000 рублей), которые в состоянии измерять дальность до 1000 метров и скорость, как

производную по дальности, до 100 м/с с незначительными погрешностями в рамках измеряемых величин.

Соединение лазерного высотомера с периферийными устройствами, дисплеем или автоматизированным рабочим местом пользователя, позволит непрерывно отслеживать полученные данные. Принципиальным препятствием в установке их на борт летательного аппарата является отсутствие интерфейса для подключения к бортовому пилотажно-навигационному комплексу. Как показал проведенный анализ и контакты с производителями, связано это с тем, что приборы, имеющие указанный интерфейс попадают под ограничения, связанные с технологиями двойного назначения.

В своей работе мы предприняли попытку устранить этот недостаток. Для этого был произведен ряд. Результатом работы стала разработка устройства, осуществляющего связь дальномера и бортового пилотажно-навигационного комплекса.

Таким образом, разработанный высотомер, обладающий небольшими габаритами и стоимостью, может быть интегрирован в бортовую систему летательного аппарата как элемент малозатратного комплекса сбора и обработки информации.

Laser Altimeter

Petenev E.K., Khasanov S.I., Romanenko N.E., Fominykh G.A., Filippov I.E.
MAI, Moscow

The problem of measuring the actual altitude is vital for development an Unmanned Aerial Vehicle (UAV) and Small Aircraft. We are referring the distance from the aircraft to the obstacle at low altitudes.

We produced the analysis of existing equipments in the course of our work. These were, mostly, ultrasound, laser and radio altimeters. Despite the obvious advantages, radio altimeters are unsuitable for installation on board the UAV always, because they have a large enough mass, and they consume a lot of energy. Ultrasonic range finders work basically at a small distance.

We consider the issue of creating a cheap laser altimeter, which is suitable for installation on the ultra-light UAV and piloted vehicles of the small aircraft in the present study.

A large number of low cost laser rangefinders is on the market today. Their value is up to 10,000 rubles (about 300 U.S. dollars). These devices can capture distance to the object up to 1,000 meters. Also they are able to fix the speed of 100 meters per second, with minor errors in the measured values.

Connection the laser altimeter with peripherals, display or user's workstation will track the data obtained continuously. The absence of an interface for connection to the onboard flight control and navigation system is a fundamental obstacle for installation them on board of the aircraft. The

analysis and contacts with manufacturers showed us that the reason is specified interface of instruments that come under limitations of dual-use technology.

We have eliminated this weakness in our work. Several studies have been performed for this purpose. Development of the device that communicates range finder and onboard flight control and navigation system, is the result of our work.

Finally, the developed altimeter having small dimensions and cost, can be integrated into a system board of the aircraft as part of the complex low-cost information collection and processing.

Разработка программного обеспечения системы оптического контроля в производстве печатных плат

Сапронова Е.А.
МАИ, г. Москва

При изготовлении современных многослойных печатных плат широко используется оборудование для автоматизированного контроля результата технологических операций. Однако контроль операции сверления осуществляется вручную. Такой вид проверки по многим причинам не даёт требуемого результата и, впоследствии, изделие может быть забраковано.

С целью общей экономии времени и средств, частичного исключения «человеческого фактора» и уменьшении количества брака требуется автоматизация проверки отсверленных заготовок после операции сверления.

Автоматизацию можно осуществить по следующему алгоритму:

- запуск операции сканирования заготовки и получение изображения печатной платы на просвет в формате «*.bmp»;
- выравнивание полученного изображения относительно технологических опорных отверстий и удаление шума с помощью медианной фильтрации;
- выявление отверстий, занесение данных об их количестве, размере и местонахождении в отчет;
- сравнения с эталоном и выявление отсутствующих, лишних, смещенных и забитых стружкой отверстий.

Проведен эксперимент по оценке погрешности определения размеров отверстий в зависимости от параметров распознавания.

Разрабатываемая программа получает изображение, используя стандартный программный интерфейс сканеров TWAIN. С помощью линейных преобразований совмещает его с загружаемым оригинальным файлом в формате «*.dxf» и сравнивая с заданной погрешностью

координаты и диаметры исходных и полученных отверстий позволяет выявить:

- непросверленные и лишние отверстия;
- забитые стружкой отверстия;
- несовпадения диаметров отверстий;
- рассовмещение отверстий.

По результатам проверки может быть составлен отчет в формате Word или Excel.

Software Development of optical inspection systems in the production of printed circuit boards

Sapronova E.A.

MAI, Moscow

In the manufacture of advanced multilayer printed circuit boards is widely used equipment for the automated control of the manufacturing operations. However, controlling the drilling operation is carried out manually. For many reasons this type of test can not give the desired result and, subsequently, the product may be rejected.

In order to reduce overall time and costs of the production control, for partial exclusion of the "human factor" and reducing the number of spoilage tests automation of drilled panels after drilling operation is required.

Automation can be achieved by the following algorithm:

- starting the scan operation of panel and image acquisition of printed circuit boards "through the light" in the format «*.bmp»;
- aligning the image for comparatively to the reference holes and removing noise by using median filtering;
- identification of drilled holes, and writing down data on their numbers, size and location in the report;
- benchmarking and detecting of missing, extra, displaced and fouled with swarf holes.

There were experiments of error estimation in determining the size of the holes, depending on the parameters of image recognition.

The developed program gets the image using a standard software scanner interface TWAIN. With the help of linear transformations program combines it with the loaded original file in «*.dxf» format, compares with a specified error the coordinate positions and the diameters of the source and received holes and detects:

- missing and extra holes;
- holes fouled with swarf ;
- mismatch diameters of the holes;
- misregistration of the holes.

The report, based on the test results, can be outputted in Word or Excel.

Имитационная модель безэховой камеры для исследований характеристик активной фазированной антенной решетки с цифровым диаграммообразованием

Вицукаев А.В., Гвоздкова О.Н., Сафина Н.Р.
НИИП, г. Жуковский

Целью данной работы являлось создание полунатурной модели безэховой камеры, основной функцией которой является проведение испытаний активной фазированной антенной решетки (АФАР) с цифровым диаграммообразованием для исследования характеристик и отработки алгоритмов работы спецвычислителя, входящего в комплекс.

На сегодняшний день ОАО «НИИП» занимается бортовыми радиолокационными комплексами, входящими в состав военной техники различного назначения. В рамках работы над перспективными направлениями в институте ведутся работы по исследованию АФАР с цифровым диаграммообразованием. С учетом сложности и высокой стоимости исследований данного метода в реальных условиях и лабораторных с использованием коллимационного стенда в безэховой камере для получения необходимых для работ диаграмм направленности ведутся работы по полунатурному моделированию.

Метод, называемый полунатурным моделированием, обеспечивает получение достоверных данных о работе реальной аппаратуры в широком диапазоне в ходе лабораторных исследований.

Один из этапов работы посвящен имитации радиосигналов, которые могут заменить реальные процессы в безэховой камере во время испытаний АФАР с цифровым диаграммообразованием.

В работе описана непосредственная реализация имитационной модели безэховой камеры с помощью системы, состоящей из компонентов: электронная вычислительная машина для управления работой всех элементов имитационного комплекса, контроля, моделирования отдельных узлов и оценки показателей качества работы системы цифрового формирования диаграммы направленности и приборов компании National Instruments.

В результате работы были сформированы виртуальные сигналы, с точностью имитирующие сигналы, формируемые коллиматорной системой и проходящие через тракты макета АФАР с цифровым диаграммообразованием без обработки сигнала при повороте макета на опорно-поворотном устройстве, которые могут быть использованы для экспериментальных работ АФАР с цифровым диаграммообразованием.

Работа в данном направлении является актуальной по ряду причин, таких как: сокращение временных затрат на проведение эксперимента,

универсальность технического и программного обеспечения производимой работы, сокращение времени эксплуатации реальных систем.

Устройство диагностирования скрытых дефектов межсоединений в печатных платах

Домени А.С., Новиков Н.А., Сергеев А.В.
МАИ, г. Москва

Современное развитие электронного приборостроения приводит к усложнению процесса контроля надежности соединений печатной платы и росту числа неизбежных производственных дефектов. В производстве многослойных печатных плат основными скрытыми дефектами являются утончение металлизации проводников, кольцевые микротрещины в металлизации отверстий и не поддающиеся визуальному контролю дефекты межсоединений в МПП. Такие локальные дефекты проявляют себя преимущественно при продолжительных эксплуатационных, экстремальных или нестандартных воздействиях и могут привести к обрыву ослабленного соединения.

Устройство диагностирования скрытых дефектов в печатных платах реализует подобное неординарное воздействие на контролируемый элемент и позволяет проводить анализ реакции. Устройство регистрирует реакции контролируемых цепей на мощные импульсы тока заданной амплитуды и длительности. При пропускании импульса тока через контролируемое соединение по увеличению падения напряжения на нем регистрируется температура нагрева. При достижении заданного эталонного уровня температуры ток отключается, что позволяет обеспечивать неразрушающую оценку качества соединения.

В основе устройства лежит источник тока, состоящий из источника напряжения и резистора. Величины напряжения и сопротивления взяты из расчета сопротивления диагностируемой цепи около 0.2 Ом. Для получения токового импульса в 30 А, таким образом, используется источник напряжения 60 В и переменный реостат большой мощности с установленным сопротивлением 2 Ом. Коммутация импульсов осуществляется мощным MOSFET транзистором. В настоящий момент генерация импульсов происходит при помощи таймера с отдельным источником питания, в то же время ведётся работа над управлением коммутацией при помощи микроконтроллера с подключением к основному источнику напряжения устройства.

Исследование корреляционных свойств и особенности приема сигналов стандарта IEEE 802.11b

Серкин Ф.Б.
МАИ, г. Москва

Наибольшей популярностью среди WLAN-сетей (Wireless Local Area Networks) пользуется семейство стандартов IEEE 802.11/Wi-Fi (IEEE – Institute of Electrical and Electronics Engineers). Сети, как проводные, так и беспроводные можно описывать с помощью сетевой модели OSI (Open System Interconnection). Модель OSI – это базовая эталонная модель взаимодействия открытых систем, состоящая из семи уровней: физический, канальный, сетевой, транспортный, сеансовый, представительный и прикладной. На каждом уровне к данным добавляется служебная информация, необходимая для корректной работы протоколов этих уровней. Стандарт IEEE 802.11, как и другие стандарты IEEE 802, описывает работу алгоритмов обработки сигналов на двух нижних уровнях сетевой модели OSI – физическом и канальном.

Целью настоящей работы является исследование корреляционных свойств сигналов формируемых на физическом уровне стандарта 802.11b и анализ возможности использования этих сигналов для повышения эффективности систем слежения за задержкой.

На физическом уровне алгоритма обработки сигналов к кадру канального уровня добавляется преамбула и информация о типе сигнала и длительности кадра. При этом над сформированным кадром информации производятся следующие операции: скремблирование, бинарная дифференциальная фазовая манипуляция и расширение спектра с помощью одиннадцати-чипового кода Баркера. Таким образом, обеспечивается низкий уровень боковых лепестков автокорреляционной функции результирующего сигнала преамбулы. Специфической особенностью работы сетей Wi-Fi является прерывистый режим передачи данных, т.е. передача кадров длительностью до 19 миллисекунд. На основе проведенного исследования алгоритма формирования сигнала была создана имитационная модель формирования сигналов на физическом уровне стандарта IEEE 802.11b. На основе данной модели был проведен анализ структуры и корреляционных характеристик формируемых сигналов, который показал, что эффективным способом измерения задержки принятого кадра является вычисление сдвига пика взаимно корреляционной функции между принятым сигналом и записанной в приемнике преамбулой, сформированной с учетом скремблирования, фазовой манипуляции и расширения спектра. Такой метод обработки сигналов позволяет организовать прием сигналов в прерывистом режиме, когда в демодуляторе отсутствует петля слежения за

задержкой, а петля слежения за частотной отстройкой выполнена до основной части алгоритма обработки сигналов.

The research of correlation properties and processing features of IEEE 802.11b signals

Serkin F.B.
MAI, Moscow

The most popular standard of WLAN (Wireless Local Area Networks) networks is IEEE 802.11/Wi-Fi (IEEE – Institute of Electrical and Electronics Engineers). Wired and wireless networks can be described with OSI (Open System Interconnection) model. This model consists of 7 layers of interconnection: physical, data link, network, transport, session, presentation and application. At each layer the service information is added to the data frame for correct work of network protocols. All standards of IEEE 802 describe 2 bottom layers of OSI model: physical and data link or MAC (Media Access Layer).

The aim of this work is research of correlation properties of signals, which are generated on physical layer of IEEE 802.11b standard, and analysis of possibility to use these signals for upgrading synchronization systems.

At the physical layer of standard algorithm forms the physical packet data unit (Physical PDU). Information about type, length of the frame and synchronization preamble is added to the MAC PDU. Then resulting PDU is scrambled, modulated with Differential Binary Phase Shift Keying (DBPSK) and spreaded with eleven-chip Barker code. After these operations the autocorrelation function of synchronization preamble have very low side lobes and narrow peak, which gives good opportunities of delay measurement. The specific feature of Wi-Fi communication is burst mode - using frames with less than 19 milliseconds length. The MATLAB/Simulink model was created based on standard Wi-Fi frame generating algorithm. This model allows to research and analyze these frames. Analysis showed that effective way to measure frame delay is calculate the peak offset of cross correlation function between input signal and synchronization preamble formed by scrambling, modulating and spreading the bit sequence. This method of signal processing allows you to organize the receiving in the burst mode when there is no delay locked loop, and frequency locked loop is implemented before the main part of the signal processing algorithm.

Конструкторско-технологическое обеспечение односторонних линий связи в неоднородных диэлектрических средах

Медведев А.М., Сокольский А.М.

МАИ, г. Москва

В авионике растет функциональность. Это требует увеличения быстродействия вычислительных средств авионики. Сегодня скорость переключения логических элементов составляет 2-3 н.с. и соизмерима со скоростью распространения сигналов в линии связи, которая, в свою очередь, составляет 6 н.с./м. В связи с этим требуется особый подход к конструированию линий связи с учетом волнового сопротивления.

Работа посвящена вопросам выбора оптимальных параметров технологических процессов для создания межсоединений при изготовлении многослойных печатных плат.

Современные исследования уделяют недостаточно внимания изучению влияния материала, из которого планируется изготавливать многослойная печатная плата, и его свойств, которые, безусловно, влияют на величину, стабильность и предсказуемость волнового сопротивления.

В работе проводится анализ влияния совокупности следующих параметров технологического процесса изготовления многослойных печатных плат на вышеперечисленные параметры волнового сопротивления:

- геометрические размеры;
- форма;
- шаг трассировки;
- толщина и материал диэлектрического слоя;
- конструкция экранных слоев;
- технология изготовления внутренних слоев;
- материал изготовления многослойной печатной платы.

Результатом работы будут рекомендации по изменению технологических процессов при изготовлении многослойных печатных плат.

Интегрированная модель организации, осуществляющей ТОиР авиационной техники

Станкевич А.М.

МАИ, г. Москва

При формировании модели организации, осуществляющей техническое обслуживание и ремонт (ТОиР) авиационной техники (АТ) необходимо выделить основные процессы, обеспечивающие ТОиР АТ, и сопровождающую данные процессы информацию.

С этой целью определяется место процессов ТОиР АТ в жизненном цикле изделия АТ. В результате этого формируется состав информации, регламентирующей выполнение процессов ТОиР АТ. Исходная информация представляется в форме таких документов, как:

- эксплуатационная документация разработчика;
- эксплуатационная документация изготовителя;
- пономерная документация, регистрирующая данные эксплуатации;
- пономерная документация, регистрирующая данные ТОиР.

Представленная документация является предпосылкой для выполнения процессов, связанных с ведением правил ТОиР изделия АТ в зависимости от состояния изделия, с одной стороны, и ведением собственно состояния изделия – с другой.

В то же время, необходимо обеспечить формирование информации, связанной с потенциалом обслуживающей организации. К этой информации относятся информация о наличных материальных и трудовых ресурсах, что, в свою очередь, предполагает выполнение соответствующих процессов.

Также необходимо учитывать план использования изделия АТ по назначению, что обеспечит возможность календарного планирования работ ТОиР и, соответственно, определения объёмов потребностей в материальных и трудовых ресурсах к началу выполнения работ.

В результате формируется структура процессов ТОиР организации, осуществляющей ТОиР АТ.

В заключение отмечается, что сформированная структура процессов является инвариантной по отношению к любым техническим объектам, а не только к изделиям АТ.

Integrated model of an Aircraft MRO organization

Stankevich A.M.

MAI, Moscow

To form the model of the maintenance, repair and overhaul (MRO) organization it is needed to identify the main MRO processes and the accompanying these processes information.

For this purpose, it is needed to define a place of MRO processes in the Aircraft lifecycle. The result is a data structure that regulates the execution of MRO processes. Background information is presented in the form of documents such as:

- manufacturer's documentation ;
- component and vendor manuals;
- flights data recording (technical log book);
- MRO data recording (closed work packages).

Submitted documentation is a prerequisite for the implementation of the Aircraft MRO processes and the proper conduct of the state of the Aircraft and components.

At the same time, it is needed to form information related to potential of MRO organization. This information includes information on available material and human resources, which in turn implies the implementation of relevant processes.

You must also take into account the plan for the use of Aircraft (flight schedule), which will enable the scheduling maintenance and repair work and, consequently, determine the volume of demand for material and labor resources to the beginning of the work.

The result is a structure of the MRO.

In conclusion states that formed structure of processes is invariant with respect to any technical objects, not only to the Aircraft.

**Исследование состава, структуры и технологии ведения
документации в автоматизированных системах планирования
и управления техническим обслуживанием и ремонтом
аэрокосмической техники**

Суворова О.А., Станкевич А.М.

МАИ, г. Москва

Одной из основных задач, связанных с обеспечением надежности и безопасности при эксплуатации аэрокосмической техники, является ведение документации, распространяемой на отдельные типы и экземпляры изделий и входящих в них компонент, в соответствии с предписаниями директивных и контролирующих органов.

Для решения данной задачи необходима разработка информационной и функциональной моделей автоматизированной системы планирования и управления ТОиР аэрокосмической техники в среде единого информационного пространства, построенной с учетом требований к информационной поддержке жизненного цикла изделия.

В рамках разработки данных моделей в работе были решены следующие задачи:

- анализ типовых процессов ТОиР для авиационной техники (АТ);
- исследование существующих отечественных и зарубежных стандартов подготовки и ведения документации для ТОиР АТ;
- разработка автоматизированной системы планирования и управления ТОиР изделия АТ на этапе его эксплуатации с учетом результатов, полученных на предыдущих шагах на базе системы управления ресурсами предприятия SAP ERP.

При анализе типовых процессов ТОиР были рассмотрены типовые процессы ведения типовой и пономерной документации, планирования работ ТОиР и управления ресурсами при выполнении этих работ. Отдельно рассмотрены виды информации, обеспечивающие выполнение работ ТОиР и процессы, связанные с поддержанием этой информации в актуальном состоянии.

При исследовании существующих стандартов был выполнен анализ отечественных и зарубежных стандартов подготовки эксплуатационной документации. Среди них особое внимание было уделено стандартам ассоциации A4A (America for Airlines, бывшей ATA) и стандартам S-серии ассоциации ASD (Aerospace & Defence Industries Association of Europe).

Разработка автоматизированной системы планирования и управления ТОиР авиационной техники на этапе эксплуатации была выполнена на примере процесса «Ведение программы обслуживания изделий авиационной техники и его компонент» в программной среде системы SAP ERP.

Результаты работы могут быть использованы при построении системы планирования и управления ТОиР для предприятий эксплуатантов и ремонтных организаций аэрокосмической техники.

Research of composition, structure and technology of maintaining documentation in computer-aided planning and management system of maintenance and repair of aerospace vehicles

Suvorova O.A., Stankevich A.M.

MAI, Moscow

Maintaining documentation according to instructions of directive and supervisory authorities is the one of the most important task connected with ensuring reliability and safety of aerospace product while it's operation.

To resolve assigned task it's necessary to develop information and functional models for planning and management of maintenance and repair operations in computer-aided systems. Also the requirements of common information area and the requirements of continuous acquisition and lifecycle support (CAL S) technology need to be considered.

Within development of these models the following tasks were solved:

- the analysis of standard processes of maintenance and repair;
- research of existing domestic and international standards of preparation and maintaining documentation for maintenance and repair of aerospace industry;
- development of the information and functional models of planning and management processes for computer-aided system for civil aviation aircraft on the basis of SAP enterprise planning system (ERP).

While resolving first task standard processes of maintaining documentation for aircraft types and components types, record keeping processes (operation and maintenance record keeping), processes for task planning and scheduling, processes for resource management and for work compliance was considered.

While researching existing standards the analysis of domestic and international standards of preparation of documentation was made. Among them the special attention was paid to most influential in aerospace industry standards which are A4A association standards (America for Airlines, old ATA) and ASD association S-series standards (Aerospace & Defence Industries Association of Europe).

Development of computer-aided planning and management of maintenance and repair of aircraft operation system was executed by the example of process «Maintenance program management of aircraft and installed components» in the program environment of SAP ERP system.

Results of work can be used in developing computer-aided planning and management system of maintenance and repair of aerospace vehicles and facilities for the enterprises of operators and the repair organizations.

Реализация гибридного метода выявления предпочтений в задаче ранжирования космических экспериментов проводимых на российском сегменте МКС

Суздальцев А.П., Судаков В.А.

МАИ, г. Москва

Целью данной работы является разработка сетевого программного модуля построения функции предпочтений и ведения базы данных экспертных оценок по космическим экспериментам. Основная функция разработанного модуля заключается в поддержке принятия решений при определении приоритетности космических экспериментов планируемых на российском сегменте Международной Космической Станции с целью повышения интегральной эффективности этапной программы научно-прикладных исследований.

Приложение разработано с помощью технологии ASP.NET для построения самого приложения, ADO.NET для доступа к базе данных и EXT.NET для отображения данных на стороне клиента. Для хранения данных используется база данных под управлением MS SQL Server.

При загрузке данных в таблицу с критериями из-за неоднозначного количества столбцов используется CodeDOM-граф объектов. Этот объектный граф воспроизводится в виде исходного кода при помощи генератора кода CodeDOM для C#, компилируется в двоичный файл и подключается к программе. После чего средствами рефлексии адаптер заполняется данными из БД и привязывается к таблице. Остальные

таблицы заполняются напрямую из базы данных, т. к. в них фиксированное число столбцов.

Пользователю предлагается выбрать некоторые множества и указать их уровень предпочтения, также добавить критерии, альтернативы, изменить их значения. После ввода данных проверяется, показывают ли множества пользователя какие-либо точки, если да, то такие точки отмечаются, и им ставится в соответствие уровень предпочтения. После этого строится матрица смежности, показывая связи между точками, граф проверяется на наличие циклов с помощью нерекурсивного поиска в глубину. Если циклов не найдено, вычеркиваются строки и столбцы, соответствующие недоминируемым точкам, таким точкам устанавливается результирующий уровень предпочтения. Процесс продолжается, пока матрица не станет пустой. Если же циклы есть, пользователю выводится информация о том, какие из множеств привели к такой ситуации. Затем все результаты сохраняются в отдельную таблицу в БД. Если необходимо, эти данные выводятся в таблицу с альтернативами.

Результатом выполненной работы является законченный программный продукт, его предполагается интегрировать в систему поддержки принятия решений «КОСМОС», которая используется в ЦНИИмаш при формировании программ научно-прикладных исследований в пилотируемой космонавтике.

The implementation of the hybrid method to identify preferences in the task of ranking space experiments conducted on the Russian segment of the ISS

Suzdaltsev A.P., Sudakov V.A.
MAI, Moscow

The target of this work is to develop networking software module for constructing the function of preferences and to maintain a database of expert assessments for space experiments. The main function of the developed module is to support the decision-making process for the prioritization of space experiments which planned on the Russian segment of the International Space Station in order to increase integral efficiency of phase programs of scientific and applied research.

The application is developed by using ASP.NET technology for constructing the application itself, ADO.NET for database access and EXT.NET to display the data on the client side. Database MS SQL Server is used for data storage.

CodeDOM- graph of objects is used when data loads into a criteria-table because of the ambiguous number of columns. This object graph is reproduced in the form of source code by means of the CodeDOM code

generator for C #, then code compiles into a binary file and links to the program. After that adapter is populated with data from a database and linked to the table by means of reflexion. Other tables are filled directly from the database because there are fixed numbers of columns in it.

The user is prompted to select a set, and indicate their preference level, add criterias, alternatives and change their values. After entering data is being checked. Those alternatives are marked, which equals any member of alternatives of user's multiplicity, and it is associated with the level of preference. After that the adjacency matrix is constructed. It shows the relationship between the points. The graph is checked for cycles using non-recursive depth-first search (DFS). If the cycle is not found, the rows and columns corresponding to the non-dominated points are deleted, those points gets resulting level of preference. The process continues until the array is empty. If the loops are, the user displays information about which of the sets have led to such a situation. Then, all the results are stored in another table in the database. If necessary, these data is displayed in alternatives-table on client-side.

The result of that work is finished program product and its supposed to be integrated in a decision support system "Cosmos" which is used in TSNIIMASH for the formation programs of scientific and applied research in manned aerospace.

Многопользовательская база данных по авиационным приборам и сенсорам на основе .NET Framework и MS SQL Server 2012

Белобжеский Л.А., Сысолятин Е.К.

МАИ, г. Москва

В процессе разработки бортовых и наземных измерительно-вычислительных комплексов ключевую роль имеет оперативный доступ к хорошо структурированной и достаточно полной информации о параметрах авиационных приборов и сенсоров различных типов. Аналогичные требования выставляются обучающимся на приборостроительных специальностях для написания курсовых проектов и дипломных работ. В связи с этим весьма актуальной является задача создания информационной системы по авиационной измерительной технике с использованием современных информационных технологий. В докладе рассматриваются вопросы создания многопользовательской базы данных по авиационным приборам и датчикам, обеспечивающей эффективную работу, как на предприятии, так и в техническом ВУЗе. Разработка данной системы связана с необходимостью классификации рассматриваемых изделий измерительной техники по комплексным критериям.

В разработке задействовано совместное использование технологий, реализованных на базе платформы Microsoft .NET Framework, программных пакетов Microsoft SQL Server 2012 и Microsoft Visual Studio 2010. На языке С# написан код программы клиентской части БД, или, другими словами, его средствами реализована логика приложения. Использована технология LINQ – язык синтаксиса запросов, с помощью которого осуществлен просмотр, добавление и редактирование информации из БД. Средствами языка T-SQL созданы представления таблиц БД, которые использовались при обработке некоторых запросов на выборку информации. С помощью XML реализована возможность подключения к любому серверу, на котором размещена БД. На языке XAML написан графический интерфейс клиентского приложения.

Обеспечение надежной работы базы данных по авиационным приборам и измерительным комплексам главным образом строится на гарантии сохранности содержащейся в базе информации. Для этого была произведена репликация – механизм синхронизации содержимого нескольких копий объекта. В соответствии с режимом работы по резервированию данных была осуществлена репликация моментальных снимков, когда информация на подписчике через определенные интервалы времени перезаписывается информацией с издателя. Еще одним механизмом защиты базы от непредвиденных сбоев является аутентификация пользователей на серверах БД с разделением на гостя и администратора. Только администратор уполномочен вносить какие-либо изменения в работу сервера и настройки СУБД.

Рассмотренная БД автоматизирует, а, следовательно, существенно упрощает поиск информации по приборам, датчикам и измерительным преобразователям, что позволяет студентам и разработчикам информационно-измерительных систем тратить значительно меньшее количество времени на поиск точной и актуальной информации по интересующему их изделию.

Multi-user database on aircraft instruments and sensors based on .NET Framework and MS SQL Server 2012

Belobzhesky L.A., Sysolyatin E.K.
MAI, Moscow

During the development of on-board and ground-based measurement and computing systems has a key role on-line access to a well structured and sufficient information about the parameters of aircraft instruments and sensors of various types. Similar requirements are set by the instrument-specialties, that are trained for writing term projects and dissertations. In this connection there is highly relevant the creation of an information system for aircraft measurement technique with the use of modern information

technology. The report deals with the creation of a multi-user database on aircraft instruments and sensors, providing efficient operation of the enterprise or in a technical college. The development of this system is the need to classify the product in measurement technology by the complex criteria.

This work involves the integration of technologies implemented on the platform Microsoft. NET Framework, the software package Microsoft SQL Server 2012 and Microsoft Visual Studio 2010. The client-side program of the database is written on the C# language, so that is how application logic is implemented. The LINQ technology is used - query language syntax, with which implemented view, add and edit information from the database. By the means of T-SQL was created a representation of the database tables that are used in the treatment of some SELECT queries. With XML, implemented the ability to connect to any server that hosts the database. With XAML was implemented graphic user interface of the client-side application.

The reliability of the database on aviation instruments and measuring is mainly based on the guarantee of safety of the information contained in the database. The replication was produced for this - a mechanism to synchronize the content of multiple copies of an object. In accordance with the mode of operation for data backup was made snapshot replication, when the information on the subscriber at regular intervals is overwritten by the information of the publisher. Another mechanism of protection against unforeseen failures is user authentication to the database server with the division on the guest and administrator. Only the administrator is authorized to make any changes to the work of the server and database settings.

Considered DB automates and thus greatly simplifies the search for information on instruments, sensors and transmitters, allowing students and developers of information-measuring systems spend much less time searching for accurate and current information to their product.

Использование графического процессора одноплатного ARM компьютера для решения задачи управления БПЛА

Тазитдинов И.Х.

МАИ, г. Москва

Вычисления на GPU (графическом процессоре) заключаются в использовании GPU совместно с CPU (центральный процессором) для более эффективного выполнения поставленной задачи. Гетерогенная среда, в которой объединены нарастившие мощь векторной обработки данных CPU и GPU с параллельной обработкой данных позволяет значительно ускорить решение задач, обычно выполняемых на CPU.

В области БПЛА для реализации подобного решения можно использовать небольшие и энергоэффективные одноплатные

компьютеры на базе процессоров ARM (при наличии GPU, поддерживающего технологии параллельных вычислений). В качестве примера можно привести Arndale Board с ARM Mali T-604 GPU. Данный графический процессор поддерживает технологию OpenCL, позволяющую использовать GPU в роли параллельный вычислительной системы. Такое использование обычно обозначается как GPGPU (GPU общего назначения).

Задачи управления БПЛА, которые могут получить большой выигрыш в производительности при использовании параллельных алгоритмов:

- Фильтрация и обработка показаний сенсоров.
- Фильтрация и обработка видеопотока.
- Расчет возможной траектории полета, уклонение от препятствий.

GPGPU уже довольно давно используется для обработки видеопотока, так как это является задачей, изначально предполагающей параллельные вычисления. Примером может послужить представление окружающего БПЛА пространства в виде облака точек, что позволяет значительно облегчить задачу построения маршрута.

Предотвращение столкновений с препятствиями также происходит значительно быстрее и точнее при использовании параллельных алгоритмов. Использование GPGPU позволяет значительно ускорить поиск точек возможных столкновений по сравнению с последовательными алгоритмами, использующими популярные BVH (bounding volume hierarchy), octree, spatial hashing. Одним из основных недостатков является большое количество времени, необходимое для построения структуры данных (это связано с копированием данных в память GPU).

Даже без оптимизации для определенного GPU разработанные параллельные алгоритмы для поиска столкновений позволяют получить многократный прирост в скорости по сравнению с последовательными алгоритмами.

На данный момент графические процессоры с поддержкой GPGPU все чаще встречаются на одноплатных компьютерах, что позволяет значительно повысить как скорость работы, так и возможности БПЛА.

Оптимизация обработки вложенных запросов в многопроцессорной базе данных

Тан Хлаинг Мьинт
МАИ, г. Москва

В работе предложен план оптимизации по времени выполнения вложенного запроса при обращении к базе данных на основе

упорядочивания конъюнкции элементарных запросов, образующих весь запрос или его часть в однопроцессорной базе данных.

Традиционным методом увеличения производительности является использование многопроцессорных ВС. В данной работе рассмотрим эффективность выполнения запроса в многопроцессорной ВС.

В рамках базовой постановки оптимизации мы будем считать, что база данных целиком находится в основной памяти и запрос представляет собой конъюнкцию элементарных запросов.

Рассмотрено влияние числа процессоров на время выполнения запроса. Учитывается формирование подмножеств элементарных запросов. Определено минимальное время выполнения вложенного запроса для не упорядоченной и упорядоченной таблицы при изменении параметра времени по закону геометрической прогрессии и закону арифметической прогрессии. Рассмотрен квазиоптимальный и оптимальный алгоритмы распределения элементарных запросов на процессоры.

Литература:

Брехов О. М. Аналитическая оценка производительности многопроцессорных вычислительных систем с динамическим изменением вычисляемых процессов. - А и Т, 1995, 2, с. 141-154.

Selinger P.G., Astrahan M.M., Chamberlin D.D., Lorie R.A., Price T.G. Access Path Selection in a Relational Database Management System // Proc. ACM SIGMOD Int. Conf. Manag. Data, Boston, Mass., May 30 - June 1, 1979. New York, 1979.- С. 23-34.

Optimization of processing nested queries in a multi- database

Than Hlaing Myint

MAI, Moscow

In proposed a plan to optimize execution time of a nested query by accessing the database based on sequencing of the conjunction of elementary queries , which form the whole or part of an inquiry into a single-processor database.

The traditional method of increasing productivity is the use of multi-processor Sun In this paper, we consider the effectiveness of the query in a multiprocessor Sun

In the framework of the basic formulation of optimization , we assume that the database is entirely in main memory and the query is a conjunction of elementary requests.

The influence of the number of processors on the query execution time . Allows for the formation of subsets of elementary requests. Defined the minimum execution time of a nested query for not ordered and orderly table when you change the time setting on the law and the law of geometric

progression arithmetic progression. Considered quasi-optimal and optimal algorithms for the distribution of basic queries on processors.

References:

1. Brekhov O. M. Analytical evaluation of the performance of multiprocessor computing systems with dynamic processes of change calculated . - A and T , 1995 , 2, p. 141-154 .

2 . Selinger PG, Astrahan MM, Chamberlin DD, Lorie RA, Price TG Access Path Selection in a Relational Database Management System // Proc. ACM SIGMOD Int. Conf. Manag. Data, Boston, Mass., May 30 - June 1 , 1979 . New York, 1979 . - С. 23-34 .

**Разработка мобильного клиентского приложения пользователя
сетевого программного комплекса для исследования
информационных характеристик человека-оператора**

Белобжецкий Л.А., Тарасов В.А.

МАИ, г. Москва

Рассматривается метод разработки клиентского приложения сетевого информационного комплекса для пользователя мобильных устройств с операционной системой iOS версии 5 и выше для развития системы экспериментальных исследований информационных характеристик группы операторов, решающих штатные задачи обработки информации разной сложности. Лабораторный вариант такой системы в виде многопользовательского информационного комплекса с использованием технологии .NET был разработан на кафедре 303.

Мобильный комплекс позволяет проводить экспериментальное исследования в любых условиях, не требуя наличия персонального компьютера под рукой. Нужен лишь мобильный телефон, управляемый iOS, и можно проводить полноценное исследование информационных характеристик человека-оператора. Приложение работает в автономном режиме, не требуя подключения к сети интернет, но при наличии интернет-соединения можно синхронизировать результаты с базой данных MySQL, разработанной для ведения статистики. Также соединение с интернет требуется для первой авторизации на новом устройстве или регистрации нового пользователя. В конце каждого эксперимента генерируется отчет с результатами, который можно сохранить в формате PDF или отправить на почту.

База данных (БД) на основе MySQL расположена на удаленном хостинг-сервере и является дублиром БД на основе MS SQL Server 2008, установленном на одном из компьютеров кафедры 303. БД MySQL нужна для обеспечения круглосуточного и ежедневного доступа к системе для исследования информационных характеристик человека-оператора. Клиентское приложение администратора, разработанное с

использованием технологий .NET и ASP.NET и работающее на персональном компьютере под управлением ОС Windows XP, позволяет редактировать БД, анализировать результаты работы оператора и производить выбор операторов по требуемым критериям. Также оно позволяет синхронизировать БД MySQL и БД MS SQL Server.

В клиентском приложении пользователя для iOS введена система рейтинга в прямой зависимости от количества и качества эксперимента, т.е. чтобы повысить свой рейтинг, объекту необходимо большее количество успешных экспериментов, что позволяет повысить точность оценки.

Development of mobile user's application for network software system for researching information characteristics of human operator

Belobzheskiy L.A., Tarasov V.A.

MAI, Moscow

Is considered development method of user's application for network information system for user of mobile device with operation system iOS version 5 or newer to upgrade system experimental researching information characteristics of operators group, decisive staffing problems processing information of varying complexity. Laboratory version of such system as multiuser information system was developed in department 303 with using of .NET technology.

Mobile system allows to conduct experimental researching in all conditions, without requiring personal computer. Needed only mobile phone, under control of iOS, and can be carried out full research information characteristics of human operator. Application works in offline, without connection to the Internet, but with availability of Internet-connection You can synchronize results with MySQL data base, developed for statistics. Also connection with the Internet needed for first authorization on new device or for registration of new user. Report generated in the end of each experiment, which can be saved in PDF format or sent via e-mail.

MySQL data base (DB) is located on remote hosting-server is stand-in of MS SQL Server 2008, installed on one of department's 303 computers. DB MySQL needed for day, every day access to the system for researching information characteristics of human operator. User's application of administrator, developed with using of .NET and ASP.NET technology and working on personal computer under control of operation system Windows XP, allows to edit DB, analyze results of operator's work and select operators on the required criteria. Also it allow synchronize DB MySQL and DB MS SQL Server.

In user's application for iOS introduced rating system is directly dependent on the number and quality of the experiment, ie. to increase your rating,

object of experiment needed more number of success experiments, that allows to increase accuracy of evaluation.

Разработка компьютерной модели автономного агента на основе использования метода нейронного газа

Шарипова Т.И.
МАИ, г. Москва

В работе исследовалось поведение модельного организма (агента), имеющего потребности питания и накопления знаний. При этом использовался метод растущего во времени нейронного газа.

В модели предварительно происходит блуждание агента по лабиринту (окружающей среде). После этого при помощи растущего во времени нейронного газа формируется нейронная сеть со связями между нейронами. При этом веса нейронов формируются методом обучения с подкреплением. Чем более благоприятно место организма в окружающей среде, тем больше вес нейрона. Движение агента управляется такой нейронной сетью следующим образом. Анализируются все связи активного нейрона, в координатах которого находится автономный агент, и выбирается тот нейрон, который имеет наибольший вес. Затем происходит переход от данного нейрона к выбранному нейрону с большим весом. При этом агент перемещается в окружающей среде в точку с координатами, соответствующими новому выбранному нейрону.

Настоящая модель уделяет особое внимание анализу специфики блуждания агента в одномерном и двумерном пространстве. Также особое внимание уделяется процессам формирования растущего нейронного газа при таком блуждании. Анализ полученных результатов показал, что агент успешно анализирует лабиринт и находит источник пищи. Кроме того, показана возможность резкого сокращения размеров нейронной сети, по сравнению с аналогичными работами, так как достаточно запоминать только те точки окружающей среды, в которых сильно меняется её параметры.

Таким образом, построена модель поведения агента, система управления которого формируется на основе метода растущего нейронного газа. Разработан метод обучения с подкреплением для растущей нейронной сети; проанализирован этот метод для одномерного и двумерного случая. Для двумерного случая построен вариант модели растущего нейронного газа, в котором радикально сокращается число узлов-нейронов за счет того, что в нейронах запоминаются не все точки, в которых побывал агент, а только те, в которых радикально меняются параметры окружающей среды.

Благодарность. Автор благодарен В.Г. Редько за помощь, оказанную при выполнении данной работы.

Development of a computer model of an autonomous agent using the method of neural gas

Sharipova T.I.
MAI, Moscow

The paper studied the behavior of a model organism (agent) having nutritional and knowledge needs. The method of time growing neural gas is used.

The model of the agent is prewandering through the maze (the environment). The time growing neural gas is formed neural network with connections between neurons. The weights of neurons are generated by reinforcement learning . The more favorable position of the organism in the environment, the greater the weight of the neuron. Movement of such an agent is controlled by the neural network. Analyzes all links active neuron in the coordinates of which is autonomous agent have place, and select the one neuron that has the greatest weight. Then there is a transition from an active neuron to neuron chosen with great weight. Thus the agent moves in the environment to the point with coordinates corresponding to the selected new neuron.

The present model focuses on the analysis of the specific agent walks in one-dimensional and two-dimensional space . Special attention is also paid to the processes of formation of the growing neural gas at such wanderings. Analysis of the results showed that the agent successfully analyzes the maze and find a food source . In addition , the possibility of a big reduction in the size of the neural network , as compared with similar works , as it is sufficient to remember only those terms of the environment, which varies its parameters.

A model of agent behavior is build, the control of which is formed on the basis of the growing neural gas. Developed a method of reinforcement learning for a growing neural network to analyze this method for one-dimensional and two-dimensional case. For the two-dimensional case is built version of the growing neural gas model, which reduces the number of nodes of neurons due to the fact that neurons are remembered not all the points where the agent has visited, but only those that are radically changing environmental conditions .

Thanks. The author thanks VG Red'ko for help and supporting.

Интерферометрические РСА на авиационных носителях для оценки рельефа подстилающей поверхности

Шимкин П.Е., Баскаков А.И.

МЭИ, г. Москва

В настоящее время существует проблема определения координат наземных объектов, которая вызвана неточным знанием рельефа в зоне картографирования. Для измерения относительного рельефа местности с помощью радиолокатора с синтезированной апертурой (РСА) необходимо при наблюдении выбранного участка местности осуществить прием отраженного от каждого элемента разрешения сигнала на пространственно разнесенные антенны на борту носителя (или по бортам носителей) и, в дальнейшем, совместно когерентно их обработать. Это и позволяет добавить третье измерение (высоту) к двумерным радиолокационным изображениям (РЛИ).

В данной работе рассматривается новый способ организации интерферометрической съемки с помощью однопозиционного РСА, расположенного на борту авиационного носителя и его сравнение с уже известным методом. А именно: 1) съемка однопозиционной РСА с одной антенной в режиме телескопического обзора при прямолинейной траектории носителя, на которой формируется синтезированная интерферометрическая база; 2) съемка радиолокационной системой с близких повторяющихся проходов носителя, расстояние между которыми и составляет базу синтезируемого интерферометра – «мягкая база».

Для сравнения потенциальной точности оценивания рельефа местности рассматриваемых методов был исследован ряд факторов, влияющих на точностные характеристики; проведен анализ качественных характеристик интерферометров, работающих в данных режимах; получены зависимости потенциальной точности оценки местного рельефа от различного выбора тактико-технических параметров организации интерферометрической съемки.

В результате проделанной работы выявлена специфика радиолокационного интерферометрического зондирования, позволяющая минимизировать погрешность оценивания местного рельефа для каждого из вариантов построения интерферометра, и определен ряд достоинств и недостатков одного метода по сравнению с другим.

Interferometric SAR mounted on aircraft carriers for estimation of underlying terrain relief

Shimkin P.E., Basckakov A.I.
MPEI, Moscow

Currently, there is a problem of surface facility position determination, which is caused by inexact information about relief in the area of mapping. In observation lot of ground for relative relief of the area dimension using a synthetic aperture radar (SAR) it is necessary to take a signal to spatial straddling aerial on the carrier's side (or on carriers' sides), which has been reflected from each resolution cell, and process them together coherently in the sequel. It allows us to add a third dimension (height) to two-dimensional radar images (RI).

In this research we consider new method of interferometric shooting organizing by single-station SAR, mounted on a board of aircraft carrier, and its comparison with the known method. Namely: 1) shooting by single-station SAR with a single antenna on telescopic vision mode by rectilinear trajectory of carrier, at which an interferometric synthesized are formed; 2) shooting by radar system at shot range repeated carrier's passes, the distance between which is basis of synthesized interferometer so-called "soft base".

For comparison potential accuracy of estimation of a local relief of these methods a whole number of facts, which influence on precision characteristics, was investigated; qualitative characteristics of interferometers operating in this mode were examined; dependences of potential accuracy on various technical parameters of interferometric survey organization have been obtained.

As a result of this research has been revealed specific radar interferometric sensing, allowing minimizing estimation error of local relief for each interferometer constructions variants; and a whole number of advantages and disadvantages of one method against another is revealed.

Разработка математической модели программного модуля оперативно-календарного планирования для АСУ производством ОАО ААК «Прогресс»

Шипитько И.А., Марков Н.А., Быков И.В., Рожков Г.В., Герман О.А.
Филиал ДВФУ, ААК «Прогресс», г. Арсеньев, Приморский край

Повышение эффективности современного авиационного производства с применением методов оперативно-календарного планирования (ОКП), удовлетворяющих требованиям стандарта МРПІІ, связано со снижением материальных запасов и заделов продукции, обеспечением ритмичности и строгой производственной логистики, постоянным отслеживанием текущего состояния производственного цикла. Решение данной задачи

невозможно без комплексной автоматизации собственно оперативного планирования, оперативного управления и диспетчирования производственным циклом изготовления узлов и агрегатов в составе изделия.

В рамках создаваемой на предприятии комплексной автоматизированной системы управления производством АСУ «Прогресс» разрабатывается математическое обеспечение модуля ОКП в сотрудничестве с персоналом филиала ДВФУ в г. Арсеньеве. При внедрении системы планируется отказаться от эксплуатации ПРОСКОв производственных цехов-поставщиков в пользу единого автоматизированного склада, ритмично обеспечивающего сборочное производство в соответствии с оперативным графиком, координируемым при помощи модуля ОКП в составе АСУ.

При разработке модуля планируется выполнение следующих этапов:

- формирование силами студенческого конструкторско-технологического коллектива информационной базы, содержащей технологическо-статистические данные массива деталей, узлов и агрегатов изделия;
- создание аналитической модели алгоритма оперативного планирования и принятия управленческих решений в рамках календарного плана выпуска деталей, узлов и агрегатов изделия на примере одного агрегата-прототипа;
- разработка IDEF0/DFD-диаграмм оперативного планирования и управления производственным циклом цехов-поставщиков (отделов комплектации ГИЗов) и сборочных цехов предприятия;
- разработка ER-модели базы данных информационной системы модуля ОКП в составе АСУ;
- отработка программного прототипа модуля.

По результатам исследования планируется внедрение программного модуля ОКП в АСУ «Прогресс» и создание единого автоматизированного склада обеспечения сборочного производства для приведения организационно-управленческой структуры производства в соответствие с требованиями к современному авиационному производству.

Development of mathematical model of production scheduling program module for production automated control system (ACS) at OJSC AAC «Progress»

Shipitko I.A., Markov N.A., Bykov I.V., Rozhkov G.V., German O.A.
The Arsenyev FEFU branch, AAC «Progress», Arsenyev

Improvement of the effectiveness of modern aircraft production using the methods of production scheduling, satisfying requirements of MRPII

standard, is associated with decreasing of stock of materials and manufacturing float, providing smooth production flow and strict production logistics, continuous monitoring of current condition of production cycle. The solution of this task is impossible without complex automation of operational planning, schedule control and dispatching control of production cycle of manufacturing units and assemblies in product structure.

Within the framework of complex production control system «Progress» being created at the company, mathematical support of production-scheduling module is developed in cooperation with staff of FEFU branch in Arsenyev. With the implementation of the system is planned to abandon a usage of industrial stockrooms of production sources-workshops in favor of single automated warehouse, which rhythmically provides the assembly production in accordance with operating schedule, coordinated with modules of production scheduling as part of automated control system.

During the development of module the performance of the following steps is planned:

- forming a data base by the forces of student design-engineering group, which includes technological and statistical data of array of parts, units and assemblies of the product;

- creation of analytical model of scheduling algorithm and management decision making within the frameworks of turnout time schedule for parts, units and assemblies of the product through the example of one prototype unit;

- development of IDEF0/DFD-charts of operational planning and sources-workshops production cycle managing (departments of fabricated parts building) and assembly workshops of the company;

- development of ER-model data base of production scheduling module's information system as part of automated control system;

- final adjustment of module's software prototyping.

According to results of the research it is planned the implementation of program module of production scheduling in automated control system «Progress» and creation of a common automated warehouse to provide for assembly production, for to bring organizational and management structure of production in accordance with the requirements to the modern aircraft production.

Моделирование однофазного инвертора с многоячейковой структурой

Щегинин В.Е.
МАИ, г. Москва

Целью данной работы являлось создание компьютерной модели многоячейчного инвертора для нужд бортовой сети ЛА и исследование

его электрических режимов. Основная функция многоячейчного инвертора заключается в обеспечении синусоидального напряжения для питания чувствительного бортового оборудования ЛА.

Бортовая аппаратура ЛА требует качественного питания для корректной работы. Эта задача на борту решается вторичными источниками питания, к которым относится исследуемый инвертор. В случае синусоидального выходного напряжения одной из наиболее важных задач при проектировании инвертора является составление алгоритма формирования напряжения, при котором потребуется использование фильтра выходного напряжения минимального веса и объема.

Аналогичная задача в преобразователях постоянного напряжения в постоянное (конверторах) имеет несколько решений, одним из наиболее эффективных решений, является многоячейковая структура, где взаимным сдвигом фаз ячеек и их количеством добиваются минимально возможных значений фильтров.

В данной работе моделируется аналогичный подход при формировании напряжения на входе фильтра инвертора.

Целью данной работы является использование простейших алгоритмов переключения для получения многоимпульсного напряжения, легко поддающегося фильтрации.

Используемые в настоящее время в инверторах методы векторных и других видов ШИМ требуют больших затрат на реализацию алгоритмов.

В данной работе представлена компьютерная модель, позволяющая решить поставленную задачу без сложных вычислительных схем управления.

В работе представлены результаты моделирования в следующих режимах функционирования инвертора:

- при равномерном пропорциональном количестве ячеек фазовом сдвиге
- при изменении частот отдельных ячеек из комплекса

В общем показана зависимость качества напряжения, его синусоидальность в зависимости от количества и отдельных параметров каждой ячейки и всего комплекса в целом.

5. Экономические проблемы аэрокосмического комплекса

5. Economic Problems of Aerospace Complex

Применение структурно-стоимостного моделирования для проектирования ракет по критерию минимальной стоимости

Балдин А.А.

КБ «Южное», г. Днепропетровск, Украина

Каждое техническое решение, наряду с физическим обликом создаваемого изделия, фактически формирует его стоимость. Стоимость простейших изделий зависит от стоимости своих составляющих линейно, т.е. чем дешевле составляющие, тем дешевле вся система. Для сложных технических систем (таких, как ракета-носитель) изолированное «удешевление» отдельной системы может привести к повышению стоимости комплекса в целом. При проектировании ракет-носителей (РН) по критерию минимальной стоимости возникает задача корректного отображения стоимостной структуры изделия.

В качестве решения поставленной задачи предлагается применение т.н. структурно-стоимостной модели (ССМ) РН на ранних этапах проектирования. Структурно-стоимостная модель отображает структуру стоимости изделия и позволяет судить о способах её формирования. ССМ изделия неразрывно связана с его физической (конструктивной) архитектурой. ССМ отображает взаимосвязи между принимаемыми техническими решениями и изменением стоимости всей системы.

Применение ССМ тем эффективнее, чем выше её верхняя иерархическая ступень и глубже детализация. ССМ создается для каждого изделия (комплекса) индивидуально. Имеют место следующие *этапы создания ССМ*:

- Определение масштабов моделирования (т.е. определение верхнего иерархического уровня и степени детализации ССМ);
- Декомпозиция стоимости РН на элементарные составляющие в соответствии с конструктивной структурой изделия;
- Группировка стоимостных составляющих по экономическим признакам с сохранением данных об их конструктивной принадлежности;
- Выявление стоимостных связей, т.е. связей между стоимостной и конструктивной структурой изделия. Задача решается посредством анализа конструктивной принадлежности стоимостных составляющих.

Построение конструктивной архитектуры изделия с отображением стоимостных связей.

Application of the structure and cost model for rocket designing by minimum-cost criterion

Baldin A.A.

Yangel Yuzhnoye State Design Office, Dnepropetrovsk, Ukraine

Each technical decision actually forms cost of a product along with its physical appearance. The cost of simple products linearly depends on its components cost i.e. the cheaper are components, the cheaper is the whole system. In case of sophisticated technical systems (like launch vehicles) cost-reduction of separated subsystem may cause increase of total system cost. During designing of the launch vehicle (LV) by minimum-cost criterion, problem of correct vehicles cost structure representation appears.

As solution of the problem application of so-called Structure and Cost Model (SCM) at the initial stages of designing is suggested. SCM reflects structure of the vehicles cost and allows to analyze ways of the cost formation. SCM of the vehicle tightly connected with its physical (structural) architecture. SCM reflects interdependences between technical decisions and the whole system cost variations.

The application of SCM is the more effective the higher is top its hierarchical level and the deeper is its detailing. SCM is created for each vehicle (or complex) individually. There are following stages of SCM creation:

- Definition of modeling coverage (i.e. definition of the top hierarchical level and detailing rate);
- Decomposition of the LV cost into simple components according to the structural architecture of the vehicle;
- Grouping of the cost components by economical characteristics with retention of their structural belonging data;
- Detection of the *cost relations* i.e. relations between cost and structural architecture of the vehicle. This problem is solved by analysis of the structural belonging.
- Building of the structural architecture of the vehicle with reflection of the cost relations.

Маркетинговая стратегия управления созданием авиационной техники

Хмелевой В.В., Теплов Ю.А., Болдина И.А.
МАИ, г. Москва

Оценка эффективности создаваемой новой авиационной техники должна осуществляться комплексно и взаимосвязано по всем стадиям жизненного цикла от НИОКР, производства и до реализации на внутреннем и внешнем рынках. При этом каждая стадия характеризуется своим уровнем знания конкурентоспособности как основного показателя оценки технико-экономической и рыночной эффективности изделий.

Однако в силу творческого характера проектирования сложных авиационных систем и их компонентов, процессу проектирования присущи неопределенность, что отражается в несовпадающих на различных стадиях составах показателей конкурентоспособности и их значениях, которые могут изменяться от стадии к стадии в худшую или в лучшую сторону. Корректировка этих показателей осуществляется по критерию соответствия заданным показателям конкурентоспособности "идеального" образца, который должен быть представлен на рынке.

В связи с этим возникает двухконтурная система управления разработками, производством и реализацией авиационной продукции.

Первый контур- это внутренний, традиционный контур управления НИОКР и производством по планируемым экономическим показателям. Второй, внешний контур замкнут на рынок и включает все стадии жизненного цикла, мониторинг рыночной конъюнктуры, включая цены и объем продукции. В этом случае рынок выступает одновременно как объект и субъект управления.

Такая двух контурная модель в явном или неявном виде характерна для крупных разрабатывающих авиационных предприятий, однако не всегда имеют организационно - экономическое воплощение в виде системы автоматизированного управления.

В докладе предлагаются обоснование, структура, основные параметры модели такой системы.

Marketing strategy of management creation aircraft

Hmelevy V.V., Teplov Y.A., Boldina I.A.
MAI, Moscow

Evaluation of the creating new aviation equipment effectiveness should be performed in a complex and interrelation on all stages of life cycle from R&D, manufacturing and to sales on domestic and foreign markets. Thus, every stage characterized by their level of knowledge as the main indicator of

the competitiveness of the technical and economic efficiency and market products.

However, due to the creative nature of the design of complex aircraft systems and their components, the uncertainty inherent in the design process, which is reflected in distinct formulations in various stages of competitiveness indicators and their values, which can vary from stage to stage for the worse or for the better. The correction of these parameters is carried out by matching the given indicators of competitiveness of the "ideal" model which should be introduced in the market.

In this connection dual control system development, production and sale of aviation products arises.

First circuit is the internal one, a traditional control loop R&D and production on the planned economic indicators. Second, the outer circuit is closed to the market and includes all stages of the life cycle, monitoring market conditions, including price and volume of production. In this case, the market acts as both object and subject of management.

This two-circuit model in explicit or implicit form is typical for large developing aviation companies, but do not always have the organizational-economic embodiment in the form of automated control system.

The report suggests the justification, structure and basic parameters of the model of such a system.

Стратегия развития аэрокосмического комплекса и его инвестиционного обеспечения

Бурко М.Л.
МАИ, г. Москва

Производство ракетно-космической техники становится важным атрибутом великой державы. Адаптация науки и промышленности к условиям экономической реформы требует целенаправленной государственной поддержки.

Наукоемкие производства переживают общие трудности в силу того, что резко сократившиеся государственные инвестиции перестали быть определяющим фактором их развития.

В России в настоящее время добавляется и общая нестабильность экономики. Значительная доля финансового риска связана с неопределенностью движения денежных средств во времени, обусловленной названными причинами. Финансовые потоки весьма чувствительны: нестабильность финансовой, налоговой, внешнеэкономической политики государства, как следует из отечественной практики, приводит к переносу сроков предоставления инвестиций. Все это позволяет говорить о случайном характере денежных потоков.

Инновационные стратегии должны обеспечивать перевод экономики на траекторию устойчивого роста, основу которого должна составлять единая концепция долгосрочного социально-экономического развития страны.

Предприятия для обеспечения собственного выживания и эффективного функционирования заинтересованы в многоканальности источников инвестиционного обеспечения. Ресурсное обеспечение наукоемких отраслей может осуществляться за счет привлечения как бюджетных, так и внебюджетных средств, включая:

- выделение бюджетных средств государственным заказчикам наукоемкой продукции с полным правом распоряжения выделяемыми средствами в пределах соответствующих статей бюджета;

- привлечение и использование органами государственного управления централизованных внебюджетных фондов, образуемых за счет поступлений от предприятий;

- привлечение собственных средств предприятий, полученных за счет амортизационных отчислений и льготного налогообложения или освобождения от налога;

- привлечения финансовых средств иностранных заказчиков продукции предприятий;

- привлечение коммерческих (в том числе зарубежных) инвестиций и кредитов;

- привлечения средств российских индивидуальных предпринимателей.

The strategy of development of the aerospace sector and its investment security.

Burko M.L.

MAI, Moscow

Production of rocket and space technology has become an important attribute of a great power. Adaptation of science and industry in terms of economic reform requires a targeted state support.

High-tech production experience common difficulties due to the fact that drastically reduce public investments have ceased to be a determining factor in their development.

In Russia at the present time is added and the general instability of the economy. A significant share of the financial risk associated with the uncertainty of cash flows over time, due to the mentioned reasons. Financial flows are very sensitive: the instability of the financial, taxation, foreign policy, as the national practice leads to postponement of investments. All this suggests the random nature of the cash flows.

Innovative strategies need to provide a translation of the economy on the path of sustainable growth, which is based should be a unified concept of long-term socio-economic development of the country.

Company to ensure its own survival and effective functioning of the interest in multi-channel sources of investment support. Resource support knowledge-intensive industries could be at the expense of attracting both budget and extra-budgetary funds, including:

- The allocation of budget funds to public customers of high technology products with a complete right of disposal of the grants from the limits of the relevant articles of the budget;

- involvement and use by government central budget funds, formed from the proceeds of the enterprise;

- attracting equity company obtained through depreciation and tax benefits or tax exemption;

- Fundraising foreign customers products company;

- the involvement of commercial (including foreign) investments and loans;

- fundraising Russian entrepreneurs.

Модернизация традиционных средств промышленных производств на основе инновационного технологического развития

Бурняшев С.А.

МАИ, г. Москва

В докладе рассматривается модель модернизации традиционных средств промышленных производств на основе инновационной технологии 3D печати, способной за короткий срок привести существенный рост в экономической эффект российских компаний.

Первым этапом в разработке данной модели стало обоснование применения инновационной технологии 3D печати в аэрокосмической отрасли. Приводятся примеры применения вышеуказанной технологии на основании зарубежных предприятий, осуществивших внедрение инновации в свое производство.

Вторым этапом стало проведение анализа целесообразности перехода от традиционных средств производств к инновационной технологии 3D печати. Полученные результаты говорят о повышении конкурентоспособности производимых изделий за счет понижения их себестоимости и сокращения проектно-производственного цикла.

Основанная на вышеуказанных исследованиях модель позволит укрепить позиции российских компаний на мировом рынке и создать возможность кооперации таких предприятий с ведущими зарубежными фирмами, работающими в аэрокосмической отрасли.

The enhancement of the industrial traditional means of production on the basis of the innovative technological development

Burnyashev S.A.
MAI, Moscow

This lecture describes a model of the enhancement of the industrial traditional means of production on the basis of the innovative 3D printing technology. This technology can bring a sufficient economical upturn for Russian companies in a short-term period of time.

At first stage of the aforesaid model the implementing of the innovative 3D printing technology in aerospace industry was proved by several successful implementing of such technology made by foreign companies.

Second stage describes an analysis of the appropriateness of the conversion from the traditional means of production to the innovative 3D printing technology. The obtained results proved the possibility of the increase in the competitiveness of the product by lowering their net cost and decreasing the number of operations in the design and manufacturing processes.

The model which is based on the above-said researches will provide Russian companies with extra benefits and expand their positions on the world market. It may lead to a possibility of a new cooperation with one of the foreign leaders in the aerospace industry.

Методический подход к оценке технического уровня и конкурентоспособности ракетно-космической техники

Галькевич И.А.

Организация «Агат», г. Москва

Исторически развитие отечественной Ракетно-космической промышленности не предполагало использования рыночных механизмов для регулирования номенклатуры и объемов выпускаемой ракетно-космической техники, при этом вопросы конкурентоспособности выпускаемой продукции на внутреннем и международном рынке не являлись первоочередными. Однако, в настоящее время при сохранении приоритетности удовлетворения государственных нужд по созданию РКТ в качестве обязательного условия выступает конкурентоспособность выпускаемой продукции на мировом космическом рынке. Выполнение этого условия является необходимым для сохранения и развития космической промышленности как самостоятельной высокотехнологичной отрасли.

При достижении ожидаемого результата реализации действующей стратегии развития ракетно-космической промышленности на период до 2015 года космической промышленностью должен быть обеспечен выпуск профильной продукции обладающей техническим уровнем

соответствующим лучшим мировым образцам ракетно-космической техники.

Для определения степени достижения поставленных целей проводится анализ технического уровня и конкурентоспособности создаваемой РКТ.

Технический уровень представляет собой систему показателей, характеризующих качественные свойства изделия, общую эффективность его технических систем и соответствие лучшим мировым аналогам.

К основным методам оценки технического уровня изделий РКТ можно отнести:

- Метод удельных показателей. Применяется для изделий, характеризующиеся довольно полно одним или несколькими основными тактико-техническими характеристиками (стартовая масса, энергетическая мощность, количество транспондеров, разрешение оптико-электронной аппаратуры и др.);

- Бальный метод. Используется при невозможности выделить главный (основной) технический параметр. Основан на экспертных оценках значимости тактико-технических параметров изделия;

- Метод интегральных мультипликативных показателей. Основан на определении влияния набора основных технических характеристик изделия на эффективность его функционирования.

В целом, применение рассмотренных методов позволяет комплексно определить технический уровень разрабатываемых и выпускаемых изделий РКТ и оценить их конкурентоспособность относительно иностранных аналогов.

Methodical approach to an assessment of a technological level and competitiveness of the space-rocket hardware

Galkevich I.A.

Organization "Agat", Moscow

Historical development of Russian Space industry didn't suppose market regulation politics at diversification of products and volumes of the released space technics. Competitiveness of products in the domestic and international market weren't prime. Now at preservation of priority of satisfaction of the state needs on space-rocket hardware (SRH) creation competitiveness of products acts as an indispensable condition in the world space market. Performance of this condition is necessary for preservation and development of the space industry as independent high-tech industry.

At achievement of expected result of realization of operating strategy of development of the space-rocket industry for the period till 2015 the space industry release of profile production possessing a technological level has to

be provided to the corresponding best world samples of the space-rocket hardware.

For definition of extent of achievement of goals the analysis of a technological level and competitiveness of created SRH is carried out.

The technological level represents system of the indicators characterizing qualitative properties of a product, overall effectiveness of its technical systems and compliance to the best world analogs.

It is possible to carry to the main methods of an assessment of a technological level of products SRH:

- Method of specific indicators. It is applied to the products, being characterized quite fully by one or several main tactical technical characteristics (capacity, starting weight, quantity of transponder, etc.);

- Ball method. It is used at impossibility to allocate the main technical parameter. It is based on expert estimates of the importance of tactical and technical parameters of a product;

- Method of integrated multiplicative indicators. It is based on definition of influence of a set of the main technical characteristics of a product on efficiency of its functioning.

As a whole, application of the considered methods allows to define in a complex a technological level of developed and let-out products SRH and to estimate their competitiveness of rather foreign analogs.

Методология формирования предварительного облика летательного аппарата оборонно-промышленного комплекса в современных рыночных условиях

Голубев С.И.
МАИ, г. Москва

Новые экономические условия 21-ого века требуют изменения сложившихся стереотипов. Постепенно Россия переходит от энергетической эпохи к информационной. Ориентиром становится новый технологический уклад (НТУ), как система идей и методологических принципов, важнейшими из которых являются динамичное генерирование инноваций, ускоренное развитие нематериальной сферы, упор на человеческий потенциал, науку, новейшие знания и организационно-управленческие решения.

Рыночные условия устанавливают наличие двух определяющих сторон новой товарной продукции – *производителя и покупателя*, чьи позиции могут различаться вследствие разных трактовок целевой задачи, различия математических моделей, используемых для оценки эффективности и конкурентоспособности, а также вследствие разных подходов, определяемых интересами сторон. Для производителя часто конкурентоспособность изделия есть синоним качества. Потребителя

мало интересует проектирование новой техники, производство и транспортировка до поступления изделия на рынок. Предмет интересов и оценки этой стороны – полезность изделия.

В наших исследованиях полезность рассматривается как потребительский эффект, оценка которого строится с учетом поведения покупателя. Одно из требований покупателя – наличие альтернативных предложений. Ограниченность бюджета и стремление использовать его рационально вынуждают покупателя делать выбор из существующих альтернатив в пользу того варианта, который соответствует представлению о полезности покупки.

Практическая сторона этой теории состоит в построении *функции полезности (или ценности)*, при помощи которой производится оценка альтернативных вариантов и выбор наилучшего из них.

Модели и алгоритмы, реализованные в методике решения проектной задачи, позволяют:

производить оценку технико-экономических параметров альтернативных вариантов при различном составе целевого груза;

расширить возможности решения целевых задач и повысить качество их выполнения за счет направленной адаптации при модернизации и количественных оценках характеристик изделий;

повысить конкурентоспособность изделия за счет наличия информации в период купли-продажи о возможности модификации изделия, что способствует повышению спроса на предлагаемые БЛА.

Methodology for conceptual design formation of the aircraft of military-industrial complex in the current market conditions

Golubev, S.I.
MAI, Moscow

New economic conditions of the 21st century require changing of stereotypes. Russia is gradually moving from the energy era to the era of information. The benchmark is the new tenor of technology (NTT) as a system of ideas and methodological principles. The most important of those are dynamic generation of innovations, accelerated development of the non-tangible sphere, the emphasis on human capital, science, and the latest knowledge management and organizational solutions.

Market conditions define two sides – manufacture and customer – that determine marketability of a new product. The positions of these sides may vary due to different objectives, different mathematical models used to evaluate the efficiency and competitiveness, as well as due to different approaches defined by the interests of the parties. For the manufacturer, product competitiveness is often synonymous of the quality. Customer may not be interested in the design procedures, new technology, production and

transportation before the new product finds itself on the market. The major interest for this party is result that the product delivers. This result can be assessed by utility of the product.

In our studies, the utility is considered as effect of the product for the consumer, which evaluation is performed under consideration of the buyer behavior. The customer requires availability of alternative proposals. Total amount of the budget and desire to use it rationally compel the buyer to make the choice from existing alternatives in favor for the one that corresponds to the view of the maximum usefulness of the purchase.

The practical side of this theory has been built based on theory of utility (or value) function, which was used to evaluate alternatives and make selection of the best one.

Suggested models and algorithms allow:

Evaluate technical and economic parameters of the alternatives with different composition of the payload;

Improve quality of solutions of the final tasks through directional modernization of the products and better estimation of the product's characteristics;

Increase competitiveness of the product due to availability of information of modification potential of the product during the purchasing phase which would allow increasing demand for the proposed aircraft.

Анализ конкурентных позиций вертолета многоцелевого назначения Ка-226

Дзарданова С.В., Зуева Т.И.

МАИ, г. Москва

В России на внутреннем рынке спрос на легкие вертолеты с грузоподъемностью 0,7-1,3 т. пассажировместимостью до 10 человек имеет объективные предпосылки, формируемые функциональными возможностями вертолетов этого класса, обеспечивающими их эффективное использование при транспортировке грузов внутри кабины и на внешней подвеске, также при перевозке пассажиров, аэросъемке. Вертолет этой размерности оптимален также для выполнения отдельных задач патрулирования, спрос на данные вертолеты будут формировать как коммерческие авиакомпании, так организации и частные лица. Благодаря особенностям соосной схемы вертолета Ка-226, он прост в пилотировании, маневренен и минимально подвержен влиянию ветровых нагрузок, что идеально подходит для использования вертолета в стесненных условиях, в том числе в горных и в городских условиях. Основными заказчиками данного вертолета являются Государственная авиация России (Министерство Обороны, ФСБ и МВД РФ).

В качестве основных претендентов на российский рынок в этом классе вертолетов рассматриваются двухдвигательные турбовальные вертолеты: 7-9 местный Ансат и 7 местный Ка-226. Они будут конкурировать с отечественными вертолетами смежных классов, а также с 7-8 местными Ми-2М с модернизированной силовой установкой и серийным Ми-2 (который в силу малой грузоподъемности также будет активно конкурировать с 4-6 местными вертолетами). Анализ ситуации на мировом рынке позволяет выделить в этом классе турбовальные двухдвигательные, Bell-427, BK-117 и А-109, доминирующие на первичном рынке.

Конкурентными преимуществами вертолета Ка-226 при использовании в качестве вертолета разведки и наблюдения можно выделить следующие:

- двух-двигательная силовая установка обеспечивает безопасность и надежность полетов в горах, возможность выполнения боевой задачи при отказе или поражении одного двигателя;
- возможность доставки грузов на высоту 6000м, масса которых превышает требования RFP (по требованиям RFP – 75кг);
- высокие характеристики маневренности и скороподъемности;
- транспортный модуль обеспечивает перевозку крупногабаритных грузов, размещение любого специального оборудования. Грузоподъемность вертолета позволяет эффективно решать задачи по снабжению высокогорных баз. Обеспечивается эффективное использование лебедки грузоподъемностью до 300 кг с обоих бортов;
- вертолет может быть оснащен противообледенительной системой несущих винтов для полетов в условиях обледенения, что расширяет эффективность применения в горах в сложных метеоусловиях.

The research of competitive positions multipurpose helicopter Ka-226

Dzardanova S.V., Zueva T.I.

MAI, Moscow

Demand for light-weight helicopters with a capacity of carrying 0.7 to 1.3 tons and up to 10 people is formed by such objective factors as functional capabilities of this class helicopters make them efficient while transporting cargo inside the cabin and on the external sling, as well as while transporting passengers and during air photography. Mentioned-size helicopter is optimal for patrolling tasks. Demand for these helicopters will be made up of commercial airlines, organizations and individuals. Specific design of the Ka-226 helicopter's coaxial scheme make it easy in piloting, manoeuvrable and not susceptible to wind effects. So this helicopter can be used in complicated settings such as mountain or urban areas. The State aviation of Russia

(Ministry of Defence, Federal Security Service and the interior Ministry) is the main customers of this helicopter.

Helicopters with two engines are regarded as the main candidates for the Russian market in this class of helicopters: 7-9-seat Ansat and 7-seat Ka-226. They will compete with domestic helicopters of similar classes, as well as with 7-8-seat Mi-2M with upgraded engine unit the serial Mi-2 (which will have to compete with 4-6-seat helicopters due to low capacity). The research of the situation in the world market allows to choose helicopters with two engines, Bell-427, BK-117 and A-109, dominating the primary market in this class.

Competitive advantage of Ka-226 used for reconnaissance and surveillance are:

- two-engine unit provides for safety and security of flying in the mountains, ability to perform combat tasks in case of failure or default of one of the engines;

- a possibility to deliver cargo to a height of 6,000m, with the weight exceeding RFR requirements (75kg);

- high performance maneuverability and ascensional rate;

- transportation module provides the transportation of oversized cargo and placement of any special equipment. The helicopter's weight-lift capacity allows to supply mountain camps efficiently. The effective use of winch lifting capacity up to 300 kg on both sides is provided as well;

- helicopter can be equipped with anti-icing system of main rotors for flight in icing conditions, which enhances the efficiency of application in the mountains in adverse weather conditions.

Создание эффективной системы управления научно-исследовательской и опытно-конструкторской деятельностью на предприятиях авиационной промышленности

Замковой А.А.

МАИ, г. Москва

В настоящее время государственные предприятия, занятые научно-исследовательскими и производственными разработками в авиационной промышленности, в последние годы столкнулись в своей деятельности со значительными трудностями, вызванными изменениями, происходящими в экономике нашей страны. В первую очередь это было связано с ограничением государственных заказов, что привело к изменениям в порядках, объемах и сроках финансирования государственных предприятий. Следствием этого процесса стало значительное сокращение не только производственных мощностей госпредприятий, но и объемов и направлений научных исследований, проводимых ими. Кроме того, наряду с существующими крупными

научно - производственными объединениями, составлявшими основу оборонно-промышленного комплекса страны, стали образовываться небольшие, но достаточно эффективные и конкурентоспособные организации, занимающиеся научными и проектными разработками в смежных отраслях науки и промышленности. Этот фактор поставил крупные организации авиационного промышленности перед необходимостью решения вопроса повышения эффективности своей деятельности, которое невозможно без использования научно-технических достижений в области развития автоматизированных систем управления и информационных технологий.

Поэтому создание эффективной системы управления научно-исследовательской и опытно-конструкторской деятельностью на предприятии стало основным требованием в условиях все увеличивающегося разнообразия и объемов научных работ, а также развивающейся конкуренции со стороны достаточно конкурентоспособных организаций, занимающихся научными и проектными разработками в авиационной промышленности. Создание единого информационного пространства на предприятиях создающих авиационную технику невозможно без построения качественно новой информационной системы управления НИОКР с использованием современных информационных технологий.

При этом основной целью при внедрении единой информационной среды является создание мощного и достаточно универсального инструмента, который сократит полезное время, затрачиваемое на передачу документации и которое можно использовать непосредственно в процессе своевременного анализа производственно - хозяйственной деятельности предприятия и принятия управленческих решений. Таким образом, внедрение информационной системы даст возможность предприятиям авиационной промышленности повысить эффективность деятельности не только ОКБ, но и всего предприятия путем экономии временных, финансовых и других ресурсов.

Creating an effective management system of research and development activities in enterprises aircraft

Zamkovoij A.A.

MAI, Moscow

Currently, state-owned enterprises engaged in research and product development in the aviation industry in recent years have faced in their work with considerable difficulties caused by the changes taking place in the economy of our country. This primarily was due to the limitation of government contracts, which led to changes in the orders, the volume and terms of financing public enterprises. The consequence of this process was

not only a significant reduction in production capacity of state-owned enterprises, but also the volumes and directions of scientific research carried out by them. In addition, along with the existing major scientific - industrial associations, forms the basis of the military-industrial complex of the country, began to form a small, but quite effective and competitive organizations involved in research and design developments in related areas of science and industry. This factor has put large organizations aviation industry to have to address the issue of improving the efficiency of its operations, which is impossible without the use of scientific and technological advances in the development of automated control systems and information technologies. Therefore, an efficient management system of research and development activities at the company has become a major requirement in the face of increasing diversity and volume of scientific papers, as well as the growing competition from quite competitive organizations involved in research and design developments in the aviation industry. Creation of a common information space in enterprises producing aeronautical engineering is impossible without building a qualitatively new management information system research and development, using modern information technologies. In this case, the main purpose of the introduction of a unified information environment is the creation of a powerful and versatile enough tool that will reduce the effective time required to transfer documents and that can be used directly in the production of timely analysis - economic activity of enterprise and management decisions. Thus, the implementation of an information system will enable the aviation industry to increase the efficiency of not only the bureau, but the whole enterprise by saving time, financial and other resources.

Проблемы развития региональных авиаперевозок в России

Звягинцева И.И., Зуева Т.И.

МАИ, г. Москва

Экономические и политические кризисы конца 20 века в России привели к остановке развития системы региональных авиаперевозок в стране, существенному снижению реальных доходов населения, снижению платежеспособного спроса на перевозки, прекращению инвестирования государственных средств в модернизацию и развитие инфраструктуры аэропортов. Представители железнодорожного транспорта одержали победу в битве конкурентов, благодаря субсидированию. Сложившаяся ситуация привела к сокращению количества воздушных линий, результатом чего стало разрушение единого экономического пространства, замедление темпов роста валового регионального продукта субъектов федерации.

Целью исследования явилось изучение состояния региональной авиации, определение ключевых проблем и анализ возможных путей их решения, создание экономической модели региональной авиакомпании в России.

Основными проблемами региональной авиации являются: значительный износ основных фондов, высокая себестоимость, дефицит летных, инженерно-технических, управленческих кадров, низкий уровень качества предоставляемых услуг, устаревший парк воздушных судов.

Решение указанных проблем стало возможным благодаря вступившей в 2013 году в силу программе федерального субсидирования региональных перевозок. Дотации активизировали деятельность авиакомпаний, способствовали появлению положительной динамики в развитии регионального авиаперевозчика в России.

Исследования рынка региональных перевозок, состояния аэропортовой базы, первый опыт возрождения региональных авиаперевозок в Татарстане (Казань) и условия государственного участия в данном процессе, показали, что прибыльный бизнес региональных авиаперевозок возможен, и позитивным при этом является не только опыт зарубежных компаний, есть первые результаты проведенных работ по созданию регионального авиаперевозчика внутри страны. Положительным фактором при этом является сохранение с советского периода минимального количества аэропортов, воздушных судов, то есть возможность использования уже существующего задела.

С целью получения быстрых положительных результатов, связанных с возрождением региональных авиаперевозок в России, необходимо, наряду с субсидированием, принять регулирующие меры по уменьшению финансовой нагрузки авиакомпаний и аэропортов, способствовать решению кадровых проблем, а именно, привлечению в сферу региональных авиаперевозок высококлассных специалистов и управленцев, организации обучения летно-технического персонала. Все эти меры будут способствовать активизации рынка региональных авиаперевозок и возрождению региональной авиации в России.

Problems of regional air transportation development in Russia

Zvyagintzeva I.I., Zueva T.I.

MAI, Moscow

Economical and political recessions in the end of the XX century in Russia led to the stop of the regional air transportation system development, to the essential reduction of real income of the population, to the reduction of an effective transportation demand, to the state investment cessation in modernization and development of airports' infrastructures. Railway transport

representatives won the victory over competitors due to subsidization. The existing situation led to the reduction of air lines' amount that caused the destruction of the unit economic area, slow-up of the regional gross product's rate of growth.

The aim of the research is to study the regional aviation position, to define central problems and to analyze possible ways of solving them, to create an economical model of a regional air company in Russia.

The main problems of a regional aviation are the following: essential depreciation of fixed assets, a high prime cost, deficit of flying, engineering and managerial human resources, a low quality rate of provided services, an old-fashioned air park.

The solution of these problems became possible due to the federal subsidy program of regional transportation which came into operation in 2013. Donations activated airlines' activities, contributed to the up-rise of positive dynamics in the development of regional air transportation in Russia.

Market research of regional transportation, the state of airport base, the first experience of the revival of regional air transportation in Tatarstan (Kazan) and conditions of state participation in the following process showed that the profitable business of regional air transportation is possible and the positive key in this case is not only the experience of foreign companies, but also the first conducted work results for a creation of a regional airline within the country. A positive factor is the conservation of the minimum amount of airports, aircrafts since the Soviet period, in other words it is possible to use the existing stock.

In order to get quick positive results connected with the revival of regional air transportation in Russia, it is necessary along with subsidies to take regulatory actions to reduce the financial stress load of airlines and airports, to promote the solution of staffing problems, specifically the involvement of highly skilled professionals and managers in the scope of regional air transportation, organization of flight and technical staff training. All these measures will contribute to the regional air transportation market activation and the revival of regional aviation in Russia.

Создание механизма эффективного продвижения и реализации высокотехнологичной авиационной техники

Киров А.М., Суханова Л.Н.
МАИ, г. Москва

В современных условиях развития экономики идёт нарастание потребности отечественных авиационных компаний в авиационной технике и одновременно усиление конкуренции на рынке при ослаблении таможенных ограничений на пути импорта техники иностранных компаний и снижении государственной поддержки

авиационных предприятий, что затрудняет активизацию сбыта отечественной продукции.

К этому следует добавить недостаточную развитость послепродажного обслуживания и сервиса авиационной техники, потери конкурентных позиций на рынках авиационной техники в зарубежных странах, рост себестоимости изготовления техники из-за единичного производства.

Сложность и многогранность рынка авиационной техники, технологичность и стоимость при конкуренции требует разработки многовариантных сценариев, учитывающих многообразие условий.

Это приводит к необходимости разработки организационно-экономических методов и моделей эффективного продвижения и реализации авиационной техники. В основе методической базы должна использоваться интеграция концепций эффективной реализации и устойчивого развития производства техники, учитывающая экономические интересы участников производства, реализации и эксплуатации техники с формированием сценариев ситуационных условий.

Эти обстоятельства диктуют необходимость проведения анализа и систематизации состава, взаимосвязей факторов продвижения и реализации с выбором и оценкой, определяющих их показателей, в числе которых: условия деятельности основных субъектов рынка; условия государственной поддержки реализации техники; условий финансирования; внешняя и внутренняя среда предприятия; технические и технологические особенности объекта производства и эксплуатации; условия сбыта и продвижения.

Предлагаемый подход, ориентированный на систему: факторы → показатели → методы сформирует возможные сценарии эффективного продвижения и реализации в условиях управляющих воздействий на составляющие показатели эффективности объекта производства и эксплуатации.

В результате для авиационных предприятий и эксплуатирующих компаний вырабатываются взаимоприемлемые условия контрактов на поставку авиационной техники, развития рынка перспективных сегментов и формирование мер государственной поддержки авиационных предприятий.

Creation of the mechanism of effective promotion and realization of hi-tech aviation technics

Kirov A.M., Suhanova L.N.
MAI, Moscow

In modern conditions of progress of economy there is an increase of demand of the domestic aviation companies in aviation technics and at the same time strengthening of a competition in the market at easing customs restrictions on ways of import of technics of the foreign companies and decrease in the state support of the aviation enterprises that complicates activization of selling of a domestic production.

To it it must be added insufficient development service and service of aviation technics, loss of competitive positions in the markets of aviation technics in foreign countries, growth of a net cost of manufacturing of technics because of individual manufacture.

Complexity and many-sided nature of the market of aviation technics, adaptability to manufacture and cost at a competition requires development of the multiple scripts considering variety of conditions.

It leads to an indispensability of development of organizational-economic methods and models of effective promotion and realization of aviation technics. In a basis of methodical base integration of concepts of effective realization and stable progress of manufacture of the technics, considering economic interests of participants of manufacture, realization and operation of technics with formation of scripts of situational conditions should be used.

These circumstances dictate an indispensability of carrying out of the analysis and ordering of structure, interrelations of factors of promotion and realization with a choice and an assessment, parameters defining them, among which: conditions of activity of the basic subjects of the market; conditions of the state support of realization of technics; conditions of financing; the external and internal environment of the enterprise; technical and technological features of object of manufacture and operation; conditions of selling and promotion.

The offered approach focused on system: factors → parameters → methods will generate possible scripts of effective promotion and realization in conditions of operating influences on making parameters of efficiency of object of manufacture and operation.

As a result for the aviation enterprises and the maintaining companies mutually acceptable conditions of contracts on delivery of aviation technics, progress of the market of perspective segments and formation of measures of the state support of the aviation enterprises are developed.

Анализ и управление чистыми активами предприятия авиационной промышленности на примере ОКБ «Сухой»

Красносельская М.А., Макеева Н.В., Лютер Е.В., Семенов П.Н.
МАИ, г. Москва

Проделав полный анализ предприятия ОКБ «Сухой», мы обнаружили уменьшение чистых активов в отчетном периоде.

Основным фактором, обусловившим уменьшение чистых активов в отчетном периоде, является отрицательный прирост источников собственных средств предприятия за счет использования чистой прибыли.

Однако предприятие все же располагает собственными источниками средств. Удельный вес собственных средств ниже 50% пассивов, из чего следует, что предприятие зависит от третьих лиц, предоставляющих займы, кредиты и ссуды.

Вторым фактором, снижающим чистые активы, является прирост стоимости собственных акций, выкупленных у акционеров. Также изменение показателя «Доходы будущих периодов» еще снизило чистые активы.

Исходя из вышеперечисленных результатов, для улучшения показателя чистых активов можно предложить следующие действия:

- увеличение уставного капитала;
- увеличение добавочного капитала;
- увеличение показателя нераспределенной прибыли или снижение непокрытого убытка общества;
- увеличение показателя "Доходы будущих периодов" бухгалтерского баланса;
- погашение задолженности участников (учредителей) по взносам в уставный капитал.

Социальные и экономические аспекты экологии

Афонина О.А., Кириченко Н.В., Красноштанов В.А.
МАИ, г. Москва

Современная цивилизация сопровождается значительным ростом экологических проблем. Хозяйственная деятельность человеческого общества предполагает широкий спектр использования природных ресурсов и энергетических ресурсов, что приводит к постоянному, большей частью негативному, воздействию на окружающую природную среду (ОПС).

Такое воздействие ОПС испытывает в течение многих последних лет, уменьшая экологическую ёмкость биосферы, разрушая её путём уничтожения лесов, распашки целины, осушения болот, разрушения

озонового слоя и т.п., а также загрязнением атмосферы, поверхностных и подземных вод, земли, почвы, растительного и животного мира, околоземного космического пространства. Все эти компоненты ОПС постоянно испытывают пресс со стороны человечества.

Международное сообщество осознало нависшую над ним угрозу, понимая, что сохранение ОПС имеет большую социальную и экономическую значимость.

Социальные результаты определяются через сохранение здоровья и продолжительности жизни человека, его активной трудоспособности, улучшение генофонда, уменьшение заболеваемости, травматизма, всестороннее и гармоничное развитие личности и т.п. Часть из перечисленных показателей может быть представлена в стоимостном выражении. Социальные результаты значительно повышают эффективность производства.

Внедрение экологических мероприятий также имеет экономический эффект, заключающийся в повышении производительности труда, снижении потерь рабочего времени, уменьшении льгот и компенсаций за работу в неблагоприятных условиях труда. Сопоставляя положительные результаты, полученные от внедрения данных мероприятий, с затратами на их осуществление, получим конечный оценивающий показатель социально-экономической эффективности предлагаемых экологических мероприятий.

Social and economical aspects of ecology

Afonina O.A., Kirichenko N.V., Krasnoshtanov V.A.

MAI, Moscow

Modern civilization attends by substantial growth of ecological problems. Economical activity of human society presumes broad spectrum of using natural resources and energetic resources. It causes constant, mostly negative, environmental impact.

This impact environment has for last many years, scaling down ecological capacity of biosphere, destroying forests, ploughing virgin lands, bog reclamation, destructing ozone layer etc., as well as atmosphere pollution, superficial and vadose water, flora and fauna, circumterrestrial space. All of these components of environment are permanently exerted by influence of humanity.

International community apprehended imminent danger, recognizing that saving of environment is greatly significant for social and economical spheres.

Final social result determined by saving people's health and lifetime, his active working capacity, improving gene pool, decreasing disease incidences,

traumatism. all-round and harmonic development, etc. Social results are greatly increasing production efficiency.

Implementation of ecological actions has economical effect as well. It is concluded with dual control system development, production and sale of aviation products increasing of work productivity, lowering of wasting work time, decreasing privileges for work in difficult environments. Confronting positive results, taken from implementation of these actions, and expenses for its realization, we'll get the final index of social and economical efficiency assuming ecological actions.

Совершенствование системы планирования НИОКР на предприятиях ракетно-космической отрасли

Кузнецова А.Ю.

МАИ, г. Москва

У управления НИОКР по созданию продукции в космической отрасли есть своя специфика. Она обусловлена сложным технологическим процессом разработки и испытаний, беспрецедентными требованиями к надежности и финансированием, ограниченными рамками государственного контракта.

Так как от идеи создания космического аппарата до его запуска зачастую проходит достаточно длительный период времени, то большое значение приобретает прогнозирование и планирование.

Основная цель совершенствования системы планирования – улучшить показатели выполнения планов по проектам в условиях ограниченных ресурсов.

В условиях текущей перегрузки предприятия, прежде всего, необходимо решить задачу выявления и управления узкими местами, приспособив планы максимальному использованию их возможностей, т.е. повысить производительность работы предприятия за счет имеющихся ресурсов (оборудование, стенды) и персонала.

Предлагается формировать новую систему планирования на базе следующих принципов:

Номенклатуру НИОКР определять на основе классификатора типовых работ.

Основой номенклатурного планирования работ опытно-конструкторского бюро и опытного завода должна стать многоуровневая структура (классификатор) типовых работ, на базе которой будут разрабатываться планы различных уровней и назначений.

Внедрить сетевое планирование с учетом ресурсных ограничений.

Современный метод сетевого планирования и управления работами (услугами, поставками), нацелен на выполнение трех основных

требований к успешному завершению любого проекта: вовремя, в рамках согласованного бюджета и с заданным качеством.

Планирование и учет изменений выполнять по проекту в целом (сквозное планирование).

Сквозное планирование предусматривает формирование плана на проект по всем стадиям создания.

Внедрение данной методики позволит:

- планировать и контролировать ход проекта с самого начала и до конца; видеть картину целиком;
- стимулировать сотрудников, максимально быстро выполнять поставленные перед ними задачи;
- формировать систему заказов с реальными сроками выполнения без сдвигов и переносов.

Improving the planning system of R&D in the rocket and space industry

Romanov V., Kuznetsova A. Yu.

MAI, Moscow

In management research and development of products in the space sector has its own specifics. It is caused by a complex process of development and testing, unprecedented reliability requirements and funding, the limited scope of the state contract.

Since the idea of creating a spacecraft to its launch is often a fairly long period of time, it becomes very important forecasting and planning.

The main objective of improving the planning system - better implementation of plans for projects with limited resources.

In the current overload enterprise, it is first necessary to solve the problem of detecting and managing bottlenecks, tailoring plans to maximize the use of their capabilities, it improve the performance of the enterprise at the expense of existing resources (equipment, stands) and staff.

It is proposed to form a new scheduling system based on the following principles:

- The nomenclature to define R&D-based classifier model works.

The basis of the nomenclature scheduling Experimental Design Bureau and the pilot plant should be a multi-level structure (classifier) model works on the basis of which the plans will be developed at various levels and purposes.

- Implement network planning taking into account resource constraints.

The modern method of network planning and management of works (services, supplies), aims to fulfill three basic requirements for successful completion of any project: on time, within the agreed budget and to the specified quality.

- Plan and carry out accounting for changes in the overall project (through planning).

Seamless planning provides for a plan for the project at every stage of creation.

The implementation of this technique will allow:

- To plan and monitor the progress of the project from the beginning to the end, to see the whole picture ;
- To encourage employees to quickly perform their tasks;
- To form a system of orders with real deadlines without shifts and transfers.

Развитие инновационного предпринимательства в вузах

Латышева В.В.

МАИ, г. Москва

В коммерциализации результатов НИОКР огромную роль играет состояние инновационной инфраструктуры: финансовых, производственно-технологических, информационных, кадровых, экспертно-консалтинговых подсистем, с помощью которых участники инновационной деятельности получают доступ к необходимым ресурсам и услугам.

Принятый в 2009 г. Федеральный Закон № 217 – ФЗ стимулировал многие бюджетные вузы и НИИ к инновационной деятельности и развитию малого инновационного предпринимательства, предоставив им право на создание хозяйственных обществ с целью внедрения результатов своей интеллектуальной деятельности. Права на все результаты по закону также принадлежат создателям этих организаций, поскольку эта деятельность осуществлялась с привлечением бюджетных средств. Сегодня роль малых инновационных предприятий (МИП) определяется тем, что, выступая в качестве связующего звена между наукой и реальным сектором экономики, они несут и основные риски, сопровождающие разработку и внедрение новшеств.

За три года после принятия Федерального закона № 217 – ФЗ, по данным Минобрнауки, ответственного за реализацию этого закона, в стране создано более 1,6 тыс. МИП, в том числе, на базе федеральных университетов – более 150, на базе национальных исследовательских университетов – 320. Их суммарная рыночная стоимость оценена в 10-11 млрд. руб. Выпуск продукции этих хозяйственных обществ в 2011 году увеличился по сравнению с 2010 г. в три раза и составил более 1,5 млрд. рублей. В МИПах создано 3525 рабочих мест. Совокупный объем инновационной продукции в 1 квартале 2012 года составил 2173,5 млн. руб., а доход вузов от выполнения НИОКР – до 600 млн. руб. в год.

Однако, по мнению ряда экспертов, большая часть созданных МИП не имеют перспектив развития, прежде всего, по причине непродуманности механизма налоговых отчислений за аренду

оборудования, невозможности привлекать внебюджетные инвестиции, невозможности реально распоряжаться полученной прибылью после её поступления на жестко регулируемый Бюджетным кодексом единый бюджетный счёт учреждения в Федеральном казначействе.

Кроме того, МИПы не воспринимаются реальным сектором экономики как реальные партнёры в силу отсутствия производственно-технологической инфраструктуры, коммерческого опыта. Преодолеть это ограничение позволяет взаимодействие с технопарками, предоставляющими необходимую инфраструктуру и позволяющими за счет интеграции с успешными инновационными компаниями приобрести необходимый для крупных проектов и взаимодействия с крупным бизнесом коммерческий опыт.

Development of innovative entrepreneurship in higher schools

Latyshcheva V.V.

MAI, Moscow

Innovative infrastructure plays an important role in commercialization of the RnD results. This is to say that financial, technological, informational, HR, consulting subsystems are crucial for providing the participants of the innovative activities with necessary resources and services.

Adopted in 2009 the federal Law №217-FZ induced certain state universities and research centers to innovative activity and development of the small innovative business, having provided a right for establishing economic societies where the results of their intellectual activity could be implemented. The rights for all these results belong to the creators of these organizations by law, as the activity was sponsored from the budget. Nowadays a role of small innovative businesses (SIB) is that being a connecting link between the science and the real sector of economy they represent the main risks, associated with development and implementation of the innovations.

According to Ministry of Education, responsible for realization of the federal Law №217-FZ, during 3 years after the adoption of this law more than 1.6 thousand of SIB have been created, including 150 based on federal universities and 320 based on national research universities. Their total market value has been estimated as 10-11 bln roubles. The output of these economical societies in 2011 increased threefold compared with 2010 and reached 1.5 bln roubles. 3525 working positions have been made in SIB. Aggregate of innovative production for the first quarter of 2012 totaled 2173,5 mln roubles, the revenue of the higher schools from RnD raised as high as 600 mln roubles per year.

However, some experts believe that most of SIB are not prospective in future because of half-baked mechanism of tax deductions for rental

equipment. Furthermore, they are not able to raise off-budget funds, de facto not able to dispose of the profit after it is credited on the united account at the Federal Treasury, which is strictly controlled by the budget code.

In addition to this, SIBs are not considered to be real partners by real sector of economy due to absence of technological infrastructure and commercial experience. Co-working with technoparks may help to overcome this limitation, as they provide necessary infrastructure, integrate with successful innovative companies and therefore give the opportunity to achieve necessary for major projects commercial experience.

Актуальные вопросы разработки системы поддержки принятия военно-экономических решений

Куприн И.Л., Давыдов А.Д., Лизякина Н.А.
МАИ, г. Москва

Принятие решений по созданию современных авиационно-ракетных комплексов (АРК) обусловлено рядом значимых факторов, в ряду которых отметим угрозы и динамику внешней среды, обуславливающие ускорение развития АРК, ускорение реакции на угрозу со стороны оборонно-промышленного комплекса (ОПК); формирование требуемого уровня целевого функционирования; время-ресурсный дефицит в реакции военной организации государства на угрозы внешней среды.

На ранних стадиях создания АРК закладывается более половины его военно-экономического потенциала. Анализ практики технико-экономических и военно-экономических обоснований проектов и программ развития АРК позволяет утверждать, что принятие обоснованных решений на этих стадиях требует решения комплекса слабоструктурированных задач, для решения которых используются системы поддержки принятия решений (СППР).

Принятие военно-экономических решений имеет значимые особенности, которые необходимо учитывать при разработке СППР, что дает основания говорить о специфическом типе таких систем - системе поддержки принятия военно-экономических решений (СПП ВЭР).

Комплекс основных положений и принципов создания такой СПП ВЭР может быть систематизирован по группам системозакономерного, экономико-математического, информационно-экономического, программного обеспечения поддержки принятия решений с учетом новых подходов к оценке экономических возможностей обеспечения оборонно-экономической безопасности, к проблемам системной интеграции решений в пространстве "стоимость - время - эффективность - последствия - последствия".

Конечной целью создания СПП ВЭР в настоящее время является, на наш взгляд, адекватный учет инновационного, инвестиционного и

интеллектуального капитала оборонного комплекса в интересах обеспечения оборонно-экономической безопасности государства, принятия эффективных решений актуальных задач оборонного строительства.

Topical issues of development decision support system for military and economic decisions

Kuprin I.L., Davydov A.D., Lizyakina N.A.
MAI, Moscow

Decision-making on creation of modern aviation missiles systems influenced by a number of significant factors: threats and dynamics of the external environment; accelerate the development of the systems; faster response to the threat of the military-industrial complex; generating the required target level of functioning; time-resource scarcity in the reaction of the defense organization of the state to threats of external environment.

More than half of its military and economic potential created in the early stages of the creation of the systems. The study of the practice of technical-economic and military-economic justification of the project (feasibility studies of projects) and programs for the development of systems allows to state that informed decision-making at these stages requires the solution of a complex semi-structured tasks for which are used decision support system (DSS).

Military-economic decision-making has significant characteristics that must be considered when designing a DSS that lets say about this system as specific, military-economic DSS - ME DSS.

A set of basic provisions and principles of creation of ME DSS can be organized in system-economic, economic-mathematical, informational and economic, software groups of decision support, must also take into account new approaches to assessing the economic possibilities for the defense and economic security and to the problems of system integration solutions in the space "cost - time - efficiency - the consequences - the aftereffect".

In our opinion the ultimate goal of creating a DSS is currently adequate consideration of innovation, investment and intellectual capital of the defense industry to ensure the defense-economic security of the state and for effective decision-making of modern tasks of improvement the defense organization.

Интеграционные процессы в авиадвигателестроении как стратегический ориентир развития отрасли

Тихонов А.И., Мокроусова Е.И.
МАИ, г. Москва

Интеграция как экономическая категория имеет довольно широкое толкование. Многоаспектность трактовки этого понятия связана с

различными акцентами в изучении его сущностных характеристик. С позиций теории организации систем интеграция представляется как целостное образование с присущими ему системными свойствами. Этот тезис взят за основу рассмотрения интеграции как объединения хозяйствующих субъектов, имеющего определенные признаки. Специфика признаков интеграционных объединений отличает их от других способов реорганизации предприятий. Мировая практика экономических организационных преобразований предлагает довольно большое разнообразие форм интеграции, которые можно классифицировать по различным основаниям: уровням функционирования экономики, сферам деятельности хозяйствующих субъектов, механизму возникновения, содержанию отношений взаимодействия и др. Российское законодательство предлагает широкий спектр интеграционных объединений. Интеграция как процесс образования качественно новых структур стоит в разряде приоритетных задач системных изменений экономики России в направлении ее инновационного развития. Основные игроки арены мировой экономики - крупнейшие корпорации Boeing, BAE Systems, EADS, Thales, Finmeccanica - ведут ожесточенную борьбу за рынки сбыта высокотехнологичной продукции. Консолидация различных ресурсов в целях создания и освоения новых наукоемких, базовых и критических технологий должна обеспечить в нашей стране эффективную реализацию стратегии инновационного прорыва.

Высокого накала достигла конкуренция и в авиадвигателестроении. ОАО «Объединенная двигателестроительная корпорация» (ОДК) ставит перед собой задачу, заключающуюся в осуществлении функций по мобилизации потенциала предприятий, разрабатывающих и производящих конкурентоспособную продукцию. Создание авиационного двигателя с высокими конкурентными преимуществами - сложная многопараметрическая иерархическая оптимизационная задача, охватывающая весь его жизненный цикл, с широко разветвленной кооперацией. Комплексная интеграция (горизонтальная и вертикальная) всех компонентов этого процесса нацелена на достижение эффекта синергии, рост которого обеспечивается прогрессивным развитием форм и механизма взаимодействия компонентов целостной структуры при поддержке рационального баланса предприятий. Дивизиональный принцип построения ОДК (также, как планируется в ОАО «Объединенная авиастроительная корпорация» (ОАК)) реализует продуктовую направленность целевых блоков (консолидация по сегментам продаж), концентрацию усилий высшего руководства корпорацией на уровне стратегического управления, децентрализацию принятия оперативных решений.

Processes of integration in the aircraft propulsion engineering as a strategic guideline of the sector development

Tikhonov A.I., Mokrousova E.I.

MAI, Moscow

Integration as an economic category has a wide range of interpretations. A multitude of interpretation of this concept is caused by various emphases made in the area of studying its essential characteristics. In terms of the systems organization theory the integration is represented as a holistic formation with integrated properties peculiar to it. This thesis has been taken as a basis to consider the integration as a consolidation of managing subjects which has several certain aspects. Specific properties of the integration associations tells them apart from other ways of enterprises reorganization. The world practice of economic organizational transformations offers a wide range of integration forms which can be classified according to different criterions such as: levels of economy operation, areas of managing subjects activity, origination mechanism, contents of interaction relations and others. The Russian legislation offers a wide range of integration formations. Integration as a process of formation of new quality structures is one of the priority directions of system changes of the Russian economy in the area of its innovative development. The largest corporations such as Boeing, BAE Systems, EADS, Thales, Finmeccanica being the key players of the world economy are fighting very hard for the hi-tech production markets. Consolidation of various resources aimed to create and develop new science intensive, basic and critical technologies is to provide an effective realization of the innovation breakthrough strategy in our country. Competition in the area of aircraft propulsion engineering industry has become tougher as well. One of the main goals of the «United Engine Corporation» (UEC) is to mobilize the potential of the enterprises that develop and produce competitive products. Creation of a competitive aero engine with a high competitive advantages is a sophisticated multiparametrical hierarchical optimizing task which covers all its life cycle with widely branched cooperation. The sum of the horizontal and vertical integration of all the components of the process is aimed at to achieve the effect of the synergy which growth is provided by a progressive development of the forms and mechanism of interaction of components of the integral structure being supported by of the rational balance of enterprises. The divisional principle put into the foundation of the UEC (the same is planned in the JSC "United Aircraft Corporation" (UAC) actualizes a product orientation of target blocks (consolidation on segments of sales), concentration of efforts of the top management of the Corporation at the level of the strategic management, decentralization of operational decision making.

Исследование роли человеческого ресурса в формировании совокупного инновационного потенциала авиапромышленного предприятия

Наливайко Н.И., Новосельцева О.А., Зуева Т.И.

МАИ, г. Москва

Инновационный потенциал предприятия, как некоторая его способность к созданию инновационных продуктов, должен обладать следующими чертами: способствовать достижению цели деятельности; быть критичным для создания специализированных потребительских ценностей; являться собственностью только данной фирмы; распределяться по всему жизненному циклу существования выпускаемых изделий или реализуемых проектов.

Отечественная наука и практика определяет два подхода к оценке потенциала предприятий: ресурсный и результатный. В зависимости от состава ресурсов и способов их интегрального взаимодействия предприятие может иметь уникальные способности, обеспечивающие формирования и поддержания устойчивых конкурентных преимуществ.

Человеческий ресурс – стратегический ресурс, основной активный компонент потенциала предприятия, характеризующийся определенным количественным и качественным состоянием, учитывающим организационно – технический уровень фирмы, а также способность к перспективному развитию, именно от этого ресурса напрямую зависит результат использования других ресурсных составляющих потенциала.

Закономерности развития человеческого ресурса как составляющей инновационного потенциала авиапромышленного предприятия рассматривается в следующих аспектах: жизненного цикла работника, динамики жизненного потенциала, возрастной динамики творчества, восприимчивости к новым идеям. Эффективное развитие человеческого потенциала на инновационном предприятии напрямую связано с необходимостью обеспечения роста производительности труда, что является одним из важнейших факторов повышения эффективности всех трудовых процессов, как интеллектуальных, так и производственных.

Человеческий потенциал является ресурсом, содержащим наибольшие резервы для повышения эффективности функционирования инновационного предприятия. Стратегия развития человеческого потенциала должна включать в себя все аспекты, необходимые для этого: обучение и повышение квалификации, планирование карьеры, активизацию творческого потенциала, саморазвитие человека, внешний найм работников, и быть тесно связана со стратегией развития предприятия в целом. При этом в механизме управления человеческими ресурсами в рамках развития инновационного потенциала

авиапромышленного предприятия должны сочетаться три направления: техническое, экономическое и мотивационное.

The research of the role of human as a resource in formation of cumulative innovative capacity of aircraft industry enterprise

Nalivayko N.I., Novosel'tseva O.A., Zueva T.I.

MAI, Moscow

The innovative capacity of the company as its selected creativity of innovative products must have the following characteristics: conduce achieving of the mission, to be crucial in the creation of specialized consumer values, to be a property of only this firm, spread over the entire life cycle of the existence of manufactured products or ongoing projects.

National science and practices define two approaches of assessing the enterprises' potential: resource based and result based. Depending on the composition of resources and the possibilities of the integrated synergy, the enterprise can have a unique ability providing the formation and maintenance of sustainable competitive advantages.

The human resource - is a strategic resource, the main active ingredient of the enterprise potential, characterized by a certain quantitative and qualitative status, taking into account the organizational and technical level of the firm, as well as the ability for long-term development , and from that resource directly depends the result of using other recourse components of the potential.

Patterns of development of human resources as a component of the innovation capacity of enterprises of aircraft industry is reviewed in the following aspects: the life cycle of the employee, the dynamics of life capacity the age dynamics of creativity, receptivity to new ideas. The effective development of human potential in the innovative company is directly related to the need to ensure the growth of labor productivity which is one of the most important factors of increasing of the efficiency of work processes both intellectual and industrial.

Human potential is a resource that contains the greatest opportunities to increase efficiency of the innovative enterprise. The strategy of human development should include all necessary aspects: training and staff development, career planning, enhancing of the creativity, self-development of a person, outsourcing or external hiring of the personnel, and to be closely connected with the development strategy of the whole enterprise. In this case, the mechanism of human resource management in the development of innovative capacity of aircraft industry enterprises should combine three areas: technical, economic and motivational.

Влияние изменчивости внешней среды на себестоимость эксплуатации пассажирского воздушного судна

Опрышко Ю.В.
МАИ, г. Москва

В условиях развития low-cost перевозок и жесткой конкуренции среди авиаперевозчиков, со стороны авиакомпаний – эксплуатантов гражданских воздушных судов растет спрос на максимально дешевые в эксплуатации пассажирские самолеты, отвечающие нормам безопасности и комфорта. Авиастроительная корпорация, способная удовлетворить этот спрос, сможет потеснить на рынке конкурентов и укрепить свое положение на мировом рынке производителей гражданской авиатехники.

Критерием, учитывающим основные затраты на эксплуатацию воздушного судна, является себестоимость летного часа, который включает в себя все основные затраты на эксплуатацию самолета (аэропортовые сборы, расходы на владение, ГСМ на час полета, летный экипаж с бортпроводниками, содержание и техническое обслуживание воздушного судна). Основным недостатком этого критерия является то, что он не учитывает фактор времени и изменчивость внешней среды, а это может привести к недопустимой погрешности при сравнении воздушных судов с разными летно-техническими и экономическими показателями.

Стоимость 1 тонны топлива, заработная плата летно-техническому персоналу и летному экипажу с бортпроводниками, аэропортовые сборы и пр. не являются постоянными за весь срок эксплуатации самолета, и возникает опасность, что рассчитанные на текущую дату показатели себестоимости летного часа будут иметь недопустимую погрешность при сравнении воздушных судов с существенными отличиями по летно-техническим и экономическим показателям. Следствием этого является необъективная оценка авиаперевозчиком себестоимости эксплуатации за весь жизненный цикл пассажирского воздушного судна, что может привести к принятию неверного решения при выборе самолета. Для производителя авиатехники использование некорректной методики искажает реальную информацию о конкурентоспособности выпускаемой продукции, что не позволяет руководству оценить необходимость и определить поиск направлений повышения конкурентоспособности, что в конечном итоге может привести к вытеснению с мирового и внутреннего рынков.

Influence of time factor and variability of environment on operating costs of passenger aircraft

Opryshko U.V.
MAI, Moscow

One of the main indicators of competitiveness of an air carrier is the low cost of airline tickets subject to compliance with safety and comfort standards. An aircraft corporation, which will be able to offer the cheapest aircraft to operate, can force the competitors out of the market and strengthen its position in the global market of civil aircraft.

The cost per flight-hour is the criterion that takes basic operating costs of the using a passenger aircraft (airport charges, ownership, fuel per flight-hour, flight crew and cabin crew, aircraft maintenance) into account. This criterion allows the fullest capture costs of the operation of the aircraft, but its main disadvantage is that it does not consider the time factor, and this can lead to unacceptable errors in the comparison of aircrafts with different flight technical and economic characteristics. This leads to a biased assessment of the cost of the aircraft operation, which may result in wrong decision in choosing the aircraft.

The cost of aviation fuel, flight crew salary, airport charges to ensure the takeoff and landing, terminal building usage charge, passenger service, etc aren't constant. Obviously, the cost of flight-hour, calculated with the current price of the cost, will reflect the current cost of flight-hour; but it is inappropriate to consider that cost for the entire period of aircraft operation (e.g. 10-15 years) will be constant. So, airline executives using static value of cost of flight-hour are not able to make a right decision in choosing the aircraft. Also managers of Aircraft Corporation are not able to assess the real competitiveness of aircraft manufactured by the corporation and looking for methods and ways to improve it.

Эффективное управление развитием производственных фондов авиапромышленности (на примере авиационного двигателестроения)

Пашковский А.В., Замковой А.А.
МАИ, г. Москва

В настоящее время только несколько стран в мире, включая Россию, могут создать авиационный двигатель, полностью отвечающий техническим, экологическим и экономическим требованиям основных мировых стандартов авиационного авиастроения. Основные промышленно-производственные фонды (ОППФ) представляют собой главный материально-производственный ресурс предприятий, основу их эффективного развития, при этом они одновременно служат источником

и доходов, и расходов. Инновационное развитие предприятий отрасли авиационного двигателестроения немислимо без эффективного управления ОППФ каждого предприятия. Анализ показывает, что состояние и использование ОППФ предприятий отрасли не являются удовлетворительными. Это обусловлено, с одной стороны, с нехваткой финансовых средств, с другой стороны, – с отсутствием эффективной системы управления корпоративным имуществом. Многие элементы ОППФ, особенно машины и оборудование, физически и морально устарели и не способны обеспечить производство современных авиационных двигателей нового поколения. Неэффективное использование ОППФ приводит к их износу и снижению эксплуатационных характеристик, повышенным операционным расходам на их техническое содержание и ремонт, в конечном счете к невозможности обеспечить требуемые ЛТХ летательных аппаратов.

В отрасли практически отсутствует целостная система управления ОППФ, нормальное функционирование которой невозможно без внедрения информационных систем в связи с постоянным ростом объемов различных ресурсов отрасли. Этим определяется потребность внедрения информационных систем, в том числе применительно к процессам управления ОППФ. В последнее десятилетие наблюдается заметный рост интереса к внедрению систем управления в отрасли в целом и эффективного управления корпоративными ОППФ по каждому предприятию.

По сравнению с 2004 года объем производства подотрасли вырос в 2,2 раза, в.т. в 2,8 раза по оборонной продукции и в 1,6 раз по гражданской, объем НИОКР вырос в 1,8 раз, в.т. в 1,9 раз НИОКР специального назначения. Состояние ОППФ предприятий авиационного двигателестроения следует охарактеризовать как несоответствующее современным требованиям к созданию новейших авиационных двигателей. Общая балансовая стоимость ОППФ на конец 2012 года составляет более 25 млрд. руб., остаточная стоимость – 10,7 млрд. руб., износ – 57%, в т.ч. износ активной части (машины и оборудование) – 71%. Оборудование в возрасте свыше 20 лет составляет – 45,5%, до 10 лет – 22,3% . При этом имеет место значительный разброс по возрастному составу оборудования на различных предприятиях отрасли. Тем самым в последние годы многим предприятиям отрасли укрепить положительные тенденции в этой области.

Effective management of the development of productive assets aviation industry (for example, aircraft engine)

Paszkowski A.V., Zamkovej A.A.

MAI, Moscow

Currently, only a few countries in the world, including Russia, can create an aircraft engine, fully meets the technical, environmental and economic requirements of the world's major aerospace standards. Industrial fixed assets (OPPF) are the main material and production resource enterprises, the backbone of their effective development, while at the same time they are the source and revenue and expenses. Innovative development of enterprises aircraft engine industry is impossible without effective management OPPF each enterprise. The analysis shows that the state of and the use of OPPF of the industry are not satisfactory. This is due, on the one hand, the lack of financial resources, on the other hand - the lack of an effective system of management of corporate assets. Many elements OPPF, especially machine and equipment, physically and morally outdated and unable to ensure the production of modern aircraft engines of the new generation. Inefficient use OPPF causes them to wear and reduce performance, increasing operating costs for their technical maintenance and repairs in the long run it impossible to provide the required flight characteristics of aircraft.

The industry is practically no integrated system of management OPPF, normal functioning is impossible without the implementation of information systems due to the continuous growth of various industry resources. This determines the need for the implementation of information systems, including in relation to the processes of governance OPPF. In the last decade there has been a marked increase in interest in the implementation of control systems in the industry as a whole and effective management by corporate OPPF for each plant.

Compared with 2004, the volume of production sub-sector grew by 2.2 times, bw 2.8 times for defense products and 1.6 times as civil, the volume of the R & D increased by 1.8 times, bw R & D is 1.9 times for special purposes. OPPF state enterprises aircraft engine must be characterized as non-date -builder to create new aircraft engines. OPPF Total book value at the end of 2012 more than 25 billion rubles. The residual cost of - 10.7 billion rubles. , Wear - 57 %, including deterioration of the active part (machinery and equipment) - 71 %. Equipment aged over 20 years is - 45.5%, up to 10 years - 22.3%. In this case, there is a significant variation in the age composition of the equipment at the various enterprises of the industry. Thus, in recent years, many enterprises to strengthen the industry are positive trends in this area.

Авиационная промышленность России в усложняющихся конкурентных условиях на мировом рынке авиационной техники

Попов А.Н., Лазников Н.М.

МАИ, г. Москва

Мировой рынок авиационной промышленности охватывает сферу реализации всех видов авиационной техники (АТ): летательных аппаратов, авиадвигателей, наземных систем управления полетами и оперативного обеспечения, средств наземного обслуживания, аэродромного обслуживания, аэродромного обеспечения, запчастей и ремонтных комплектов, лицензий на производство авиатехники, технической документации и т.д.

К факторам конкурентоспособности на мировом рынке гражданской авиационной техники относятся: глобальный характер, широкий типаж и номенклатура продукции, потребность в постоянной модернизации, политическая чувствительность, борьба за сегменты рынка, влияние сделок на межгосударственные отношения, использование гражданской АТ в военных целях, кооперация.

Роль России в мировом авиастроении постепенно уменьшается. По состоянию на текущий момент авиационная промышленность страны выживает в основном за счет продления летного ресурса ранее реализованных воздушных судов.

Потенциальная емкость мирового рынка авиационной техники огромна. Это обеспечивает потенциальные возможности развития авиационной промышленности РФ за счет позиционирования на внешнем рынке.

Прогнозируется на ближайшие 20 лет возможный состав обновленного совокупного мирового гражданского авиапарка, стоимостное выражение которого составляет 3,2 трлн. долл. США.

В свете вышеизложенного России следует кардинально пересмотреть на государственном уровне текущую отраслевую политику в целом и портфель продукции как её производную в целях занятия наиболее прибыльных рыночных ниш и широкого экономического взаимодействия с регионами, лежащими в зоне экономических и политических интересов страны. Особенно остро этот вопрос встает в контексте сжатых адаптационных сроков и уменьшения степени и возможностей государственной поддержки отрасли, связанных с ратификацией Российской Федерацией протокола о вступлении во Всемирную торговую организацию.

The aviation industry of Russia in the situation of rapidly growing competition in the international aircraft market

Popov A.N., Laznikov N.M.

MAI, Moscow

The international market of aviation industry includes all the spheres of such kind of business. They are: aircraft, engines for aircraft, land-based systems of flight controls and operational security, aerodrome security and services, spare parts and repair sets, licenses for aircraft production and technical documents.

These are the factors of competition in the field of the international market of civil aircraft: the market is global; there is a various number of types and kinds of aircraft and aviation technologies; there is a constant need for constant modernization; high political risks; high rate of competition among the producers; the theoretical possibility of military use of civil aircraft; the international cooperation among the aircraft producers.

The role of the Russian Federation in the field of the international aviation production is gradually reducing. Today this key industry of Russia mostly survives delivering many internal and external aviation companies services for further use of the aircraft that was bought years earlier.

The international market of aircraft has great potential. This causes all the potential possibilities for the Russian Federation to develop its own aviation industry by positioning in the external aircraft market.

Financially speaking according to some given prognosis fully new world aircraft fleet for the nearest 20 years in future is estimated as 3,2 billion US dollars.

That is the reason for the Russian Federation to fundamentally review its industrial policy and the product line of the aviation industry as one of the most important issues of the Russian state agenda to conquer the most profitable sectors of the international market and to cooperate on a wider basis with all the regions of the Russian political and economic strategic interests. The importance of the issue is growing rapidly especially in case of rather a framed adaptation period and reducing the level of state protectionism because of the ratified WTO agreement.

Система гарантированного электроснабжения командно-диспетчерских пунктов

Потапенко Д.А.

МАИ, г. Москва

Электротехника и оборудование, которое входит с состав инженерной инфраструктуры командно-диспетчерских пунктов (КДП) относится к группе потребителей, соответствующих самым высоким требованиям к

надежности электроснабжения. Даже незначительные помехи или сбои могут привести к нарушениям в работе аэропорта на несколько минут, а иногда и часов. При этом имеющееся дублирование вводных питающих линий не дает надежной гарантии работы КДП. Дополнительной защитой от непредсказуемых сбоев является система гарантированного электроснабжения (СГЭ). Ее основополагающими компонентами являются источник бесперебойного питания (ИБП) и автономный источник энергоснабжения — аккумуляторная батарея (АБ). Поскольку потребители работают от трехфазного напряжения 380В и потребляют суммарный ток до 50А, то ИБП необходимо строить по схеме с трехфазным мостовым инвертором напряжения с нейтралью, питающимся непосредственно от АБ высокого напряжения (650В). Выход инвертора и обе входных сети подключены через электромагнитные контакторы к сборным шинам (СШ), от которых питается нагрузка.

Основным режимом работы является питание нагрузки от основного ввода (ОВ) с одновременным подзарядом АБ.

При пропадании напряжения на ОВ (или при неприемлемом качестве напряжения на ОВ) система переходит в резервный режим. При этом размыкается контактор между СШ и ОВ и замыкается контактор между СШ и резервным вводом (РВ), нагрузка получает питание, при этом АБ также заряжается.

При неприемлемом качестве напряжения на основном и резервном вводах СГЭ переходит в аварийный режим, при котором питание нагрузки осуществляется от АБ через инвертор. При этом к СШ контакторами подключен только инвертор, который формирует на выходе синусоидальное напряжение 50 Гц.

При восстановлении надлежащего качества напряжения на основном и/или резервном вводах СГЭ возвращается соответственно в основной или резервный режим, при этом режим работы от основного ввода является предпочтительным.

Таким образом, разработана система гарантированного электроснабжения, позволяющая обеспечить функционирование КДП или других объектов, требующих бесперебойного электропитания и имеющих схожие характеристики энергопотребления.

Организационно-управленческие проблемы аэрокосмического комплекса

Потапенко И.В.
МАИ, г. Москва

Цель данной работы состоит в том, чтобы сформулировать предложения по разработке концептуальных подходов к формированию

государственной политики в области управления аэрокосмическим комплексом Российской Федерации направленной на повышение ее конкурентоспособности в условиях глобализации.

Основой данной работы является взаимодействующая совокупность экономических отношений в структуре аэрокосмического комплекса РФ при формировании эффективного организационно-управленческого механизма в процессе разработки и выпуска аэрокосмической техники.

Авторский подход к решению поставленной задачи состоит в анализе современного состояния проблем организационно-управленческой составляющей аэрокосмического комплекса в РФ в сравнении с зарубежным опытом и формировании приоритетных направлений реформирования системы управления.

По мнению автора, задача государства, субъектов аэрокосмического комплекса состоит в трансформации антикризисного управления в концепции экономической идеологии и переход к интеграции аэрокосмических разрабатывающих и производственных мощностей в рамках единой системы менеджмента и маркетинга.

Основное значение в трансформации организационно-управленческой составляющей аэрокосмической отрасли, должно иметь государственное воздействие на научно-техническую и производственную деятельность предприятий отрасли с учетом их реструктуризации, а также необходимости сохранения и развития научно-технического потенциала, структурной перестройки и консолидацией потенциала отрасли на прорывных направлениях.

По мнению автора реструктуризация отрасли должна осуществляться централизованно, а основу структуры интегрированной аэрокосмической компании должны составить отделения, объединяющие предприятия по технологическим направлениям.

Полномочия по руководству аэрокосмической деятельностью и обслуживанию коммерческих рынков по реструктуризации, должны быть сосредоточены в интегрированной структуре. После завершения программы реструктуризации, Федеральный орган исполнительной власти сохраняет ответственность только за реализацию федеральных отраслевых программ и исполнение гособоронзаказа.

Organizational and management problems of the aerospace complex

Potapenko I.V.

MAI, Moscow

The objective of this paper is to define the suggestions on the development of conceptual approaches to the formation of the state policy regarding the aerospace complex of the Russian Federation which aim is to improve its competitive ability in the age of globalization.

The basis of this paper is the interactive set of the economic affairs in the structure of the aerospace industry of Russia at the formation of the effective organizational and management mechanism during the design and manufacturing of the aerospace equipment.

The author's approach to this issue solving includes both the analysis of the current state of organizational and management problems of the aerospace industry of Russia comparing to the foreign experience, and the prioritizing of the management system reforming.

According to the author, the government and aerospace industry facilities challenge is to transform the anti-crisis management within the concept of the economy ideology as well as to integrate the aerospace developing and manufacturing facilities under the united management and marketing system.

The main value in the transformation of the organizational and management component of the aerospace industry shall belong to the governmental impact on the research and technical and the manufacturing activities of the industrial enterprises according to their restructuring and the need for saving and developing the research and technical capacity, restructuring and consolidation of the industry capacity in the cutting-edge areas.

According to the author, the industry restructuring should be centralized, and the departments integrating the enterprises according to their technological profiles shall create the structural basics of the integrated aerospace company.

The management of the aerospace activities and maintaining of the commercial markets on restructuring shall be imposed to the integrated structure. Upon the completion of the restructuring program the Federal executive authority remains responsible for the implementing of the federal field programs and the state defense procurement only.

Применение инновационных информационных технологий в авиационном двигателестроении

Просвирина Н.В., Тихонов А.И.

МАИ, г. Москва

Под современными информационными технологиями предприятий авиационной отрасли понимается совокупность программных и технических средств, реализующих идеи и методы автоматизации, и внедрение которых позволяет перевести все основные деловые процессы предприятия в плоскость компьютерных технологий.

На сегодняшний день авиационное двигателестроение представляет собой единую интегрированную систему высокотехнологичного производства и современной технологии проектирования. Производственные процессы предприятий данной отрасли являются

чрезвычайно сложным и насыщенным информационными потоками. Усложняются проблемы управления, особенно в области оптимизации издержек и повышения эффективности деятельности. В этой связи, возникает необходимость в применении более совершенных, инновационных информационных систем, позволяющих в значительной степени трансформировать рабочие процессы организации, их интеграции в едином пространстве, как отдельного предприятия, так и авиационной отрасли в целом. Сформировавшаяся за последние годы конкурентная среда авиадвигателестроения предъявляет к системам управления предприятием высокие требования, связанные со способностью быстрого запуска новых изделий для оперативного заполнения возникающих рыночных ниш; способностью оперативного введения конструкторских изменений с учетом требований конкретного заказчика и/или условий эксплуатации. В связи с этим решение проблем выживания и успешного развития предприятия требует автоматизации управленческих и технологических процессов, оперативной реакции на изменения рынка и принятия решений в условиях ограниченного объема информации и предполагает широкое использование математического моделирования, компьютерной техники и информационных технологий.

Внедрение инновационных ИТ в отрасли авиационного двигателестроения подразумевает использование портативных устройств для сбора данных, географических информационных систем (ГИС) или систем отображения, которые помогают визуализировать данные, мобильных решений, новых пользовательских веб-технологий или программных приложений. Предприятия, использующие инновационные ИТ, имеют значительные преимущества, поскольку обеспечивается стабильность, безопасность и оптимизация процессов управленческой деятельности, решаются проблемы координации деятельности подразделений и сотрудников предприятия, обеспечения их необходимой информацией и контроля за исполнением, а руководство в свою очередь своевременно получает доступ к достоверным данным о ходе производственного процесса, что способствует оперативному принятию и воплощению в жизнь управленческих решений.

Use of innovative information technology in the aircraft engine

Prosvirina N.V., Tikhonov A.I.

MAI, Moscow

Under the modern information technology companies of the aviation industry means a collection of software and hardware that implement the ideas and methods of automation and the introduction of which allows you to

transfer all of the major business processes of the enterprise in the plane of computer technology.

Today the aircraft engine is a single, integrated system of high-tech manufacturing and advanced technology design. The production processes of enterprises in this industry are extremely complex and rich information flows. Complicated management problems, particularly in the area of optimizing costs and improving performance. In this regard, there is a need for a more sophisticated, innovative information systems to greatly transform the organization of work processes, integrating them in the same space as a single enterprise, and the airline industry as a whole. Developed over the past years, the competitive environment makes aircraft engine management systems now high demands associated with the ability to quickly launch new products for the rapid filling of emerging niche markets, the ability to prompt the introduction of design changes to meet the requirements of the customer and / or operating conditions. In this regard, the decision of problems of survival and successful development of the company requires the automation of administrative and production processes, respond quickly to market changes and make decisions in a limited amount of information and involves the extensive use of mathematical modeling , computing and information technology.

The introduction of innovative IT industry in aircraft engine involves the use of portable devices for data collection , geographic information systems (GIS) or mapping systems that help to visualize data, mobile solutions, new custom web technology or software applications. Enterprises that use innovative IT, have significant advantages because it provides stability, security, and optimization of the processes of management, problem solving coordination units and the company's employees, providing them with the necessary information and performance monitoring , and management, in turn, receive timely access to reliable data of the production process, which contributes to rapid adoption and putting into practice management solutions.

Принципы формирования эффективных моделей структур в многовариантных условиях неавиационной деятельности аэропортов

Раупов М.А., Суханова Л.Н.
МАИ, г. Москва

В сегодняшних условиях в ряде регионов мира в ведущих аэропортах с расширенной (диверсифицированной) неавиационной деятельностью доходы от неё составляют 45-60% от суммарных доходов аэропортов. При этом прибыль от неавиационной деятельности может составить до 70% от общей прибыли аэропорта. В странах СНГ этот показатель у ведущих аэропортов ниже на 20-30% если рассматривать структуру

доходов и на порядок ниже в денежном выражении. Увеличение доходов от неавиационной деятельности аэропортов, крайне важно в условиях роста объёма авиаперевозок в мире и борьбы за пассажиропотоки. А так же для финансовой жизнеспособности аэропорта, особенно в условиях низкой прибыльности авиационной деятельности в некоторых аэропортах.

Развитие данного вида деятельности требует решения многоплановых задач и учета концептуальных особенностей конкретного аэропорта по взаимосвязанным направлениям, увязанных в единую систему:

- оптимальное использование существующих территорий;
- формирование и мониторинг предпочтений различных категорий: пассажиров, посетителей, сотрудников в расширении структуры неавиационной деятельности;
- организационные возможности развития аэропорта как места досуга или по концепции «город-аэропорт» (аэрополис);
- развитие технологий самообслуживания, персонализированного информирования, направления пассажиров и посетителей;
- организация электронной коммерции и продвижения услуг через Интернет-ресурсы.

Предлагается, адаптируя и используя возможности инструментов стратегического менеджмента, разработать эффективный алгоритм анализа и развития действующей структуры неавиационного бизнеса и формирование оптимальной структуры для конкретного аэропорта. При этом информационной основой разработки будут являться такие данные как: общий, внутренний, международный, транзитный пассажиропотоки, генеральный план развития аэропорта, расположение, земельные ресурсы, транзитный потенциал.

Полученные результаты позволят принимать эффективные управленческие решения по неавиационным видам деятельности при реализации общей стратегии развития аэропорта, обеспечивая дополнительный рост доходов от неавиационной деятельности за счет роста пассажиропотока, связанного с расширением спектра предоставляемых услуг.

Principles of formation of effective models of structures in terms of multivariate non-aeronautical activities of airports

Raupov M.A., Sukhanova L.N.

MAI, Moscow

In nowadays environment in a number of regions of the world's leading airports with extended (diversified) non-aeronautical activity, its income make up 45-60% of the total income of the airports. At the same time the profits from non-aeronautical activities can reach 70 % of the total profits of

an airport. In the CIS countries this figure at the leading airports is lower by 20-30% if we consider the structure of income and much lower in terms of money. The increase of revenues from non-aeronautical activities of airports are extremely important in the growth of air traffic in the world and a fight for passenger traffic, and as to the financial viability of the airport, especially in low profitability of aviation activity at some airports.

The development of this type of activity requires a multi-faceted problems and solutions accounting conceptual features of the airport, on the interrelated areas together into a single system:

- Optimal usage of existing land resources
- Monitoring and shaping the preferences of different categories: passengers, visitors and employees in order to expand the structure and regulation of non-aeronautical activities
- The organizational capacity of the airport as a place of leisure or on the “Airport-city” concept (aerotropolis)
- The development of self-service technologies, personalized information, direction of passengers and visitors
- The organization and promotion of e-commerce services over the Web.

It is proposed, by adapting and using the tools of strategic management capabilities, to develop an efficient algorithm for the analysis and development of the existing structure of non-aviation businesses at the airport and the formation of an optimal structure for a particular airport. In this case, the information will be the basis for the development of data such as: general, domestic, international, transit passenger traffics, the master plan of the airport, the location, land, transit potential, etc.

The results will make effective management decisions on non-aeronautical activities in the implementation of the overall strategy of the airport that ensure the growth of revenues from non-aeronautical activities, provide the additional revenues from non-aeronautical activities as a result of growth in passenger traffic, connected with the range of given services.

Проблемы и перспективы государственной научной и инновационной политики в РФ

Семенова С.С., Зуева Т.И.

МАИ, г. Москва

В России уровни, тенденции и структура финансирования науки и новых технологий не соответствуют ни текущим потребностям, ни стратегической задаче преодоления отставания от лидеров мировой экономики. Российская наука сохраняет свои позиции по некоторым результатам научной деятельности, по вкладу в мировую научную продукцию, но отставание в реализации результатов, в уровнях технологического развития, в эффективности государственной научной

и инновационной политики не только от развитых стран, но и от развивающихся, увеличивается.

Главной проблемой государственной научной и инновационной политики является ее непоследовательность. Отсутствие системы принятия решений, снижение объемов государственного финансирования науки до уровня малых стран, способствовало снижению эффективности расходов, регрессивным сдвигам в структуре приоритетов. Инновационная деятельность, основанная на реализации крупных научно-технических проектов, не стала и приоритетом развития компаний частного сектора России.

Вместе с тем, Россия идет по пути рыночных отношений, провозгласила инновационный путь развития, предполагающий реализацию принятых стратегий в определяющих экономическую состоятельность наукоемких отраслях экономики.

Так, стратегия развития авиационного двигателестроения России на период до 2025, предполагает помимо организационных преобразований в отрасли, проведение работ по созданию опережающего научно-технического задела. Смысл этих работ заключается в отработке в рамках специальных программ научно-исследовательских и экспериментальных работ новых ключевых технических и технологических решений, а также конструкционных материалов. Результатами научно-технического задела будут являться отработанные конструкции, сертифицированные материалы и технологические процессы. Разработанная Государственная программа развития отрасли предусматривает также создание современной научно-технической и производственно-технологической базы отрасли. При реализации указанных задач необходимо использование принципа «двойных технологий», целевых научно-технических заданий с целью получения разных видов эффективности в различных областях от реализации инновации.

В контексте мирового развития, с учетом государственной политики и финансирования, ситуация в сфере инноваций в России в перспективе до 2015-2020 г.г., может развиваться в соответствии с одним из следующих сценариев: инерционный пессимистический; инерционный оптимистический; умерно – оптимистический; оптимистический.

Problems and prospects of the state scientific and innovative policy in Russian Federation

Semenova S.S., Zueva T.I.

MAI, Moscow

The rates, tendencies and the structure of financing of a science and new technologies in Russia mismatch neither to current requirements, nor a strategic problem of overcoming the lag from world economy leaders. Russian science maintain its positions by some results in scientific activity and by the contribution to world scientific production. But it has increasing lag, not only from the developed countries but also from developing, in results' innovation, in technological development levels and in efficiency of the state scientific and innovative policy.

The main problem of the state scientific and innovative policy is its inconsistency. The lack of decision-making system and decrease in volumes of the state financing of a science to level of a small countries, promoted decrease in expense efficiency and regressive shifts in priority structures.

The innovative activity based on realization of large scientific and technical projects also did not turn into priority of development for Russian private companies.

At the same time Russia follows the way of market relations and has declared the innovative way of development assuming realization of accepted strategy in a science-consuming economic sectors which defining an economic strength.

So, the development strategy for aircraft propulsion engineering in Russia for the period up to 2025 assumes not only organizational changes in this sector but also works on creation of a preventing scientific and technical groundwork. The point of these works consists in tryout of a new key technical and technological decisions and constructional materials within the scope of special programs of research and experimental engineering. As a result of the scientific and technical groundwork there will be perfect constructions, certified materials and manufacturing processes. Created State program of the sector development provides also for creation of modern scientific and technical and industrial-engineering basis of the sector. During realisation of the specified problems it is necessary to use the "double technologies" principle which means target scientific and technical tasks in order to receive different types of efficiency in various areas from innovation realisation.

In the context of world development, taking into account a state policy and financing, the situation in the sphere of innovations in Russia in a term till 2015-2020 can progress according to one of the following scenarios: inertial pessimistic; inertial optimistic; moderately-optimistic; optimistic.

Инвестиционная деятельность финансовых учреждений в развитие авиационной промышленности на примере деятельности корпорации «Иркут»

Соколова А.А.
МАИ, г. Москва

Корпорация «Иркут» занимает лидирующие позиции среди российских авиастроительных предприятий, и представляет собой вертикально-интегрированный холдинг, который объединил ведущих отечественных производителей и разработчиков в области авиастроения — Иркутский авиационный завод, Таганрогский Авиационный Научно-Технический Комплекс им. Г. М. Бериева, ОАО "ОКБ им. А.С.Яковлева", ЗАО «БЕТА ИР» и др. Деятельность холдинга направлена на проектирование, производство, реализацию и послепродажное обслуживание авиационной техники военного и гражданского назначения. Для инвесторов (инвестиционные компании, банки, индивидуальные инвесторы) интересны все направления деятельности этого холдинга.

Инвестиции в проектную деятельность холдинга это, как правило, долгосрочные вложения с длительным сроком окупаемости, финансовый доход от которых инвесторы получают через длительное время, однако эти инвестиции важны и необходимы для развития рынка, отрасли авиационной промышленности и обороноспособности страны. В настоящее время коммерческие структуры на такие инвестиции не решаются по причине отсутствия «быстрого дохода» и длительного срока оборачиваемости инвестиций.

Инвестиции в производство авиационной техники – это интересное вложение для коммерческих структур. Срок окупаемости инвестиций в производственный цикл гораздо меньше, чем вложений в проектную деятельность, что привлекает намного больше инвесторов по причине более быстрого получения дохода. На этапе производственной деятельности особенно активны государственные проекты и заказы.

Инвестиции в реализацию и послепродажное обслуживание авиационной техники имеют наименьший срок окупаемости и высокий доход инвесторов. Данные инвестиции интересны не только коммерческим структурам, банкам и индивидуальным инвесторам, но и компаниям с профильными направлениями деятельности, т. е. компаниям занимающимся реализацией и послепродажным обслуживанием авиационной техники.

Из всех вышеперечисленных направлений инвестиционной деятельности, инвестирование проектной деятельности холдинга является наиболее проблематичным и одновременно наиболее важным

для развития корпорации, а также для укрепления авиационной промышленности в целом.

The investment activities of financial institutions in the development of the aviation industry as an example of the corporation "Irkut"

Sokolova A.A.

MAI

Moscow Corporation "Irkut" occupies a leading position among Russian aircraft companies, and is a vertically integrated holding company, which brought together leading domestic manufacturers and developers in the field of aviation Irkutsk Aviation Plant, Taganrog Aviation Scientific-Technical Complex named. Beriev Aircraft Company, JSC "Yakovlev Design Bureau. Yakovlev", JSC "BETA" and other activities aimed at holding design, production, sales and after-sales service of aircraft for military and civilian purposes. For investors (investment companies, banks, individual investors) interested in all areas of activity of holding.

Investment in the project activities of the holding, as a rule, long-term investments with long payback periods, the financial income from which investors get through a long period of time, however, these investments are important and necessary for the development of the market, industry, aviation industry and defense. At present, commercial structures, such investments are hesitant because of the lack of "fast income" and long-term investment turnover.

Investment in the production of aircraft - this is an interesting investment for commercial structures. The payback period of investment in the production cycle is much less than the investment in the project activity that involves a lot more investors due to more rapid receipt of income. At the stage of production activities are particularly active state projects and orders.

Investment in sales and after-sales service of aircraft have the lowest payback period and high income investors. These investments are of interest not only to commercial structures, banks and individual investors, but also companies with core activities, ie, companies engaged in sale and after-sales service of aircraft.

Of all the above areas of investment activity, investment project of the holding is the most challenging and also the most important for the development of the corporation, as well as to strengthen the aviation industry as a whole.

Разработка методики проектирования автоматизированных систем управления предприятием (АСУП) на основе классической теории управления

Степаненко В.А.

МАИ, г. Москва

Проблема организации максимально эффективного управления промышленными предприятиями авиакосмической индустрии остается до сих пор актуальной.

С развитием и широким распространением информационных технологий, появилось большое количество специализированных инструментов (программных продуктов), предназначенных для ведения процессов управления – автоматизированных систем управления предприятиями (АСУП). Такие системы используются, в том числе, для организации планирования и управления производственными ресурсами.

По причине бесконечного многообразия видов деятельности предприятий, из-за постоянно изменяющихся условий внешней среды, требующих непрерывного совершенствования бизнес-процессов, далеко не всегда возможно использование той или иной информационной системы «из коробки».

Можно говорить о проекте внедрения системы управления как о процессе проектирования АСУ для нужд конкретного предприятия даже в том случае, если предполагается использование уже представленного на рынке готового программного продукта.

Внедрение АСУП – это проект внедрения не программного продукта, а комплексного инструмента, необходимого для эффективного выполнения ключевых бизнес-процессов предприятия.

В работе проведен аналитический обзор методов управления предприятиями, разработана базовая модель управления производственным предприятием на основе классической теории управления и методы формирования компонент АСУП.

Показана практическая применимость предложенной методики на примере проектирования автоматизированной системы планирования и управления основным производством на базе программной платформы SAP ERP.

Methods for designing an automated enterprise management system based on classical control theory

Stepanenko V.A.
MAI, Moscow

Organizing an effective management is still a relevant problem for aerospace enterprises.

Large numbers of specialized information systems are available now for enterprise management organization. This enterprise software are using widely now for organizing production planning and resource management.

There are infinite varieties of possible business activities, environmental conditions are changing constantly. That requires continuous improvement of business processes and it is not always possible to use particular information system “out of the box”.

Enterprise software implementation is not a common software implementation project, because it is a highly integrated tool, that necessary to make effective performance of key business processes.

The enterprise software implementation project is always a process of designing a new information system to meet the needs of a particular company.

In the report: an analytical review of the management methods; base model of manufacturing firm based on classical control theory; methods to form enterprise software components.

Practical applicability of the proposed methods shown on example: project of designing an automated system for planning and executing a main production processes, based on SAP ERP software platform.

Порядок аттестации персонала ОАО «Камов»

Степанова А.Б., Зуева Т.И.
МАИ, г. Москва

Аттестация проводится с целью формирования высококвалифицированного кадрового состава, определения уровня профессиональной подготовки и установления соответствия руководителей и специалистов занимаемой должности, развития персонала, стимулирования профессионального роста.

Аттестации подлежат штатные сотрудники предприятия за исключением руководящих работников, назначенных на должность решением Совета Директоров и некоторых других категорий работников, указанных в Положении об аттестации руководителей и специалистов предприятия.

Аттестация каждого руководителя и специалиста предприятия проводится не реже 1 раза в 5 лет, но не более 1 раза в год.

Организационная работа по подготовке к аттестации и формирование аттестационной комиссии осуществляется отделом развития персонала.

Аттестационная комиссия состоит из председателя, зам. председателя, секретаря и членов аттестационной комиссии (руководителей разных уровней). Формируется 1 из 2 аттестационных комиссий:

1-ая для аттестации главных специалистов (гл. конструктор и т.д.) и руководителей высшего звена. Председателем назначается Исполнительный директор

2-ая для специалистов и руководителей среднего (зам. начальника отдела) и низшего звена. Председатель - руководитель службы персонала.

Отделом управления развития персоналом составляется график работы комиссии.

Аттестуемый должен быть предупрежден не позднее, чем за 2 недели до начала аттестации. Аттестационная комиссия должна предоставить работнику все имеющиеся на него документы не позднее, чем за 3 дня до начала аттестации.

Аттестация включает в себя следующие этапы:

- изучение членами комиссии всех представленных материалов;
- характеристика работника его непосредственным руководителем;
- собеседование с работником (проводится в свободной форме);
- оценка соответствия аттестуемого занимаемой должности;
- голосование членов комиссии по результатам аттестации;
- ознакомление аттестуемого работника с результатами аттестации.

По итогам заседания аттестационной комиссии секретарем составляется протокол. Исполнительный директор с учетом рекомендаций аттестационной комиссии не позднее, чем в двухмесячный срок с момента ее проведения, принимает одно из решений:

- оставляет, повышает, понижает или увольняет работника;
- изменяет размер оплаты труда;
- переводит на другую работу, с согласия работника.

Procedure of staff attestation of Public corporation «Kamov»

Stepanova A.B., Zueva T.I.

MAI, Moscow

The main purposes of attestation are:

- forming highly qualified personnel,

- determining the level of professional training and verifying whether top executives and specialists comply with their positions,
- staff coaching and stimulating professional growth.

All the staff are subject to attestation with the exception of executives appointed by the Board of Directors and some other categories of workers specified in the regulations on the attestation of managers and specialists of the enterprise.

Attestation of each Manager and professional enterprise is conducted at least once in 5 years, but not more than once a year. The Department of personnel development is charged with:

- organization,
- preparation,
- forming the examination board.

The examination board consists of a Chairman, Deputy Chairman, Secretary and members of the attestation Commission (managers). The Department of personnel development decides between the two variants of examination boards:

First one is for the attestation of chief specialists (chief designer etc.), and senior managers. CEO chairs the board.

Second is for specialists and average managers (Deputy head of a department) and junior managers. The head of Department of personnel development chairs the board.

The Department of personnel development schedules the work of the Commission.

Attestation should be announced with at least two week notice. An employee should be provided with all the personal data the company has no later than 3 days prior to the attestation.

Attestation includes the following stages:

1. The Commission studies all the all the submitted documents;
2. An employee is assessed by his direct supervisor;
3. An interview with the employee (held in a free form);
4. Assessment of employee's compliance with his position;
5. The Commission votes on the results of attestation;
6. An employee is provided with the results of the attestation.

The Secretary files a report on the certifying Commission's findings. In two months' time the CEO has to makes one of the following decisions taking into account the Commission's recommendations:

- preserves an employee position, promotes, demotes or fires and employee;
- changes an employee's salary;
- Transfers to another position in a company, with the consent of the employee.

Межкорпоративная информационно-аналитическая система мониторинга проектной деятельности предприятия

Султанов Ф.Ф.

УМПО, г. Уфа

Целью работы являлась разработка информационной системы (ИС) управления проектом, реализующая взаимодействие между участниками проекта. Создаваемое системой единое информационное пространство позволяет осуществлять мониторинг реализации этапов проекта и ускоряет процесс принятия решений.

В начале создания ИС был проведен анализ способов и структур взаимодействия нескольких предприятий, в рамках реализации инновационного проекта, алгоритмов их объединения в единое информационное пространство, в результате которого была разработана методика создания системы информационного взаимодействия предприятий участвующих в реализации инновационного проекта. В соответствии со структурой системы информационного взаимодействия определены основные требования, предъявляемые к реализации инновационного проекта финансируемого в рамках федерально-целевой программы (ФЦП), позволяющие более эффективно управлять реализацией проекта. Теоретико-методологическую основу исследования составили теории структурного анализа, системного анализа, реинжиниринга бизнес-процессов.

На основе созданной методики реализована модель информационного взаимодействия между предприятиями на примере проекта в ОАО «УМПО». Практическая значимость информационного взаимодействия лежит в плоскости упрощения задачи управления проектом и решения ряда проблем, из которых двумя основными являются огромное количество информации об изделии и коммуникационные барьеры между участниками проектной деятельности.

Результатом выполненной работы является модель информационного взаимодействия между предприятиями на примере проекта в ОАО «УМПО» и методические рекомендации по созданию системы информационного взаимодействия между предприятиями, участвующими в реализации инновационного проекта.

Intercorporate informational-analytical system of monitoring an enterprise project activity

Sultanov F.F.

JSC “UMPO”, Ufa

The aim of the work was the development of a project managing informational system (IS) realizing the interaction between its participants.

The unified information space created by the system allows to monitor the realization of project stages and accelerates the process of decision-making.

The first stage of our research involved the analysis of interaction among the companies - participants of the innovational project, the algorithms according to which they form a unified information space. As a result, a technique of creating an informational interaction system was developed, main requirements to the realization of the innovational project financed within the federal-oriented program were put forward.

The theoretical and methodological framework of the investigation includes theories of structural analysis, system analysis, reengineering of business-processes.

The achieved technique enabled us to make an informational interaction model among the companies - participants of the innovational project. JSC «UMPO» was taken as an example. The practical value of the work is that the informational interaction helps to manage the project more effectively. It solves a number of problems, including an abundance of information about a product and communicative barriers between participants of the project activity.

Управление стоимостью создания нового авиационного двигателя с использованием метода функционально-стоимостного анализа

Ухов К.А., Зуева Т.И.

МАИ, г. Москва

Авиация – это наукоёмкая, технологичная и бурно развивающаяся сфера деятельности человека. Одним из самых сложных агрегатов летательного аппарата является двигатель. На двигатель приходится около 30% стоимости летательного аппарата. Снижение его стоимости на всех этапах жизненного цикла напрямую приводит к снижению стоимости летательного аппарата в целом и повышению его конкурентоспособности.

На этапе формирования проекта создания двигателя необходимо, с одной стороны, спрогнозировать показатели стоимости, с другой, – по возможности, минимизировать их, рассматривая различные варианты производства и финансирования. В настоящее время в целях прогнозирования показателей стоимости жизненного цикла используются преимущественно экономико-математические методы и методы математической статистики. Однако, перед предприятиями стоит задача формирования представления не только о качестве, потребительских свойствах нового изделия и затратах ресурсов на их создание и применение за полный жизненный цикл, но и о воздействии каждого из этапов цикла на совокупные потребительские свойства изделия и затраты. Поэтому на этапе формирования стоимости и с

целью управления стоимостью создания новой техники предлагается использовать метод функционально-стоимостного анализа (ФСА). Главные достоинства метода заключаются в том, что он позволяет составить истинное представление о создаваемом изделии, его функциях, потребительских свойствах, увидеть причины неудовлетворительного качества и неоправданных затрат, а также предложить конкретные, многовариантные пути достижения оптимального соотношения между качеством и затратами на функционирование исследуемого объекта.

К этапам реализации ФСА относится: разработка стратегии создания нового изделия, генерация идей, отбор и оценка идей, разработка концепции создания нового изделия, анализ бизнеса, разработка нового изделия, пробный маркетинг, коммерциализация создаваемого изделия. На каждом этапе необходимо производить управление стоимостью авиационного двигателя. Так, на этапе «разработка», за счёт внедрения какого-либо инновационного конструкторского решения, повышающего, к примеру, экологичность двигателя, может произойти его удорожание. Но, применив на другом агрегате двигателя уже отработанные в эксплуатации и производстве агрегаты и системы, не сильно или практически не влияющие на функциональную полезность двигателя, можно получить удешевление объекта анализа. В результате себестоимость возрастет незначительно.

Использование современных методов управления стоимостью способствует принятию грамотных управленческих решений в процессе создания двигателя, улучшению показателей реализуемости проектов, а также повышению конкурентоспособности изделия и предприятия, его реализующего, на рынке авиационного двигателестроения.

Costs management of new aviation engine creation with functional and cost analysis method using

Uhov K.A., Zueva T.I.
MAI, Moscow

Aviation is knowledge-intensive, technologically and fast-paced sphere of human activity. One of the most complex machines of the aircraft is the engine. About 30 % of the cost of the aircraft accounts to engine. The decrease its cost at all stages of the life cycle directly reduces the cost of the aircraft as a whole and improves its competitiveness.

In step drafting the project to create engine, on the one hand, need to predict the performance cost, on the other hand - as possible, to minimize them, considering different production and funding options. Currently, in order to predict the performance of life cycle cost economic-mathematical methods and statistical methods are used primarily. However, the task stand

before the enterprises forming the submission not only about quality and consumer properties of the new product and the costs of resources for their creation and application of the full life cycle, but also about the impact of each stage of the cycle on aggregate consumer product properties and costs. Therefore, at the stage of the forming cost and for manage the cost of creation a new technique the method of Function Cost Analysis (FCA) is proposed to use. The main advantages of this method are that it allows you to make a true representation of the generated product, its features, consumer properties, to see the causes of poor quality and unjustified costs, as well as to offer specific, multivariate achieving the optimal balance between quality and cost of operation of the object.

The steps of the FCA include: development of a strategy to create a new product idea generation , selection and evaluation of ideas , the development of the concept of a new product , business analysis , new product development , test marketing , commercialization of products created . At each stage cost management of aircraft engine is necessary to carry out. Thus, at the stage of "development", through the introduction of an innovative design solution that improves, for example, environmental engine may cause rise in cost. But, using different engine units already used in service and manufacturing machines and systems that weakly affect or practically don't affect the functional utility of the engine, you can get a reduction in price of the object of analysis. As a result, cost increases slightly.

The using of modern methods of cost management promotes the adoption of competent managerial decisions in the process of creating an engine, improved performance of ongoing projects, as well as improve the competitiveness of products and the company, its implements, the market for aircraft engine.

Экономическое обоснование устойчивого развития авиастроения с использованием механизма лизинга

Фарходзода М.Ф., Фарходзода С.Ф., Джафарова Ф.Ф.

МАИ, г. Москва

В настоящее время проблемы привлечения инвестиционных ресурсов, направленных на приоритетное развитие российского авиастроения, становятся определяющим элементом экономического роста и наиболее перспективной базой устойчивого развития всего оборонно-промышленного комплекса. Однако инвестиционная активность предприятий авиастроения сдерживается отсутствием устойчивой государственной политики, способной обеспечить производителю и эксплуатанту надежность в его деятельности. Основой российских предпринимательских рисков является отсутствие гарантий возврата капитала и необходимость целевого использования кредитов.

Одним из действенных механизмов, позволяющих решить эти задачи, является лизинг авиационной техники. В международной практике лизинг считается коммерчески эффективным способом капиталовложений, а также методом достижения стабильности при кредитовании важных отраслей, к которым относится авиастроение.

Актуальность проблемы лизинга применительно к авиационной технике обусловлена отсутствием систематизированного знания о механизмах лизинга авиационной техники. В России культура использования лизинговых отношений в сфере эксплуатации авиационной техники находится на стадии формирования. Поэтому многие теоретические и практические аспекты лизинга, а тем более вопросы эффективной эксплуатации с использованием лизинговых механизмов не имеют достаточной теоретической разработанности.

Основными причинами, которые тормозят развитие авиационного лизинга в России, являются: отсутствие отлаженной нормативной базы, финансовая несостоятельность большинства отечественных лизинговых компаний, отсутствие реального интереса финансовых структур к инвестированию в авиационную промышленность.

Необходимо отметить, что никакая форма лизинга не сможет работать без серьезной поддержки со стороны государства. В первую очередь должны быть решены следующие задачи: реальное предоставление налоговых льгот для лизинговых компаний и банков, увеличение процента государственного гарантирования при заключении лизинговых операций, разработка и внесение изменений в залоговое законодательство, направленных на защиту прав лизингодателя, развитие информационного обеспечения лизинга, совершенствование системы страхования.

В связи с этим актуальной задачей государственных органов является скорейшее рассмотрение всего комплекса вопросов, связанных с авиационным лизингом и привлечением инвестиций крупного отечественного капитала под государственные гарантии.

The economic rationale for the sustainable development of aircraft building with use of the mechanism of leasing

Farkhodzoda M.F., Farkhodzoda S.F., Dzhafarova F.F.

MAI, Moscow

At present, the problems of attraction of investment resources aimed at priority development of the Russian aviation industry, become a critical element of economic growth and the most perspective basis of sustainable development of the defense industry. However, the investment activity of enterprises of the aircraft industry is constrained by the lack of viable state policy, able to ensure the manufacturer and the operator reliability in its

activities. The basis of Russian business risks is the lack of guarantees of return of capital and the need for proper use of loans.

One of the effective mechanisms to solve these tasks is the leasing of aviation equipment. In international practice leasing is considered commercially effective way of investment, as well as a method for achieving stability in lending important sector, including aircraft building.

Relevance of a problem of leasing in relation to the aircraft equipment is caused by absence of the systematized knowledge of mechanisms of leasing of the aircraft equipment. In Russia the culture of use of leasing relations in the sphere of aircraft operation is under formation. Therefore, many theoretical and practical aspects of leasing, and especially the issues of effectiveness of operation with the use of leasing mechanisms have insufficient theoretical elaboration.

The main reasons that hamper the development of aviation leasing in Russia are: the absence of well-functioning regulatory framework, financial insolvency of the majority of domestic leasing companies, the lack of real interest from financial institutions to invest in the aviation industry.

It should be noted that no form of leasing cannot work without serious support from the state. First of all should be solved the following tasks: the actual provision of tax incentives for leasing companies and banks, increase in the percentage of state guarantees at the conclusion of the leasing operations, development and changes in the pledge legislation aimed at protecting the rights of the lessor, the development of information support of leasing, improvement of the system of insurance.

In this regard, the urgent task of state authorities is early consideration the whole range of problems due to aircraft leasing and investments large domestic capital under the state guarantees.

Обеспечение качества пассажирских авиационных перевозок

Фомкин А.Б.

МАИ, г. Москва

В последние годы авиаперевозки в России растут темпами, значительно опережающими общемировые. Чем больше люди летают, тем выше становятся их требования к качеству предоставляемых услуг. В настоящее время для успешной конкуренции авиакомпаниям необходимо совершенствовать все процессы организации и выполнения рейсов, а для этого очень важно учитывать параметры, от которых зависит качество авиаперевозки.

В докладе рассматривается качество авиаперевозки с точки зрения процессного и системного подходов.

Основными участниками процесса предоставления услуг пассажирских авиационных перевозок являются авиакомпании, аэропорты и их партнёры, а регулированием занимается государство.

В отличие от зарубежных авиакомпаний, наши авиаперевозчики находятся в кольце множества проблем. Основными из них являются:

- Более высокие цены на топливо;
- Сложности с обновлением авиапарка;
- Печальное состояние многих российских аэропортов, а также монополизм поставщиков услуг в них;
- Недостаток пилотов;
- Проблема либерализации воздушного сообщения и государственного регулирования.

Из-за вышеупомянутых проблем рыночная ситуация с авиаперевозками в России нестабильна, а это, в свою очередь, крайне негативно сказывается на качестве услуг, предоставляемых пассажирам.

Основным ресурсом всех авиапредприятий являются самолёты и персонал, обеспечивающий бесперебойную эксплуатацию этих воздушных судов. Безопасность является главным требованием со стороны пассажиров, поэтому её обеспечение является приоритетом всех авиакомпаний.

В систему основных показателей качества авиаперевозки с точки зрения пассажира входят: состояние салона, сервис на земле и на борту, а также поведение других пассажиров. При этом важна и организационная составляющая качества. Здесь колоссальную роль в наши дни играют социальные сети, которые помогают в привлечении пассажиров и своевременном выявлении их потребностей, поэтому для любой авиакомпании наличие постоянно поддерживаемого аккаунта в крупнейших сетях является жизненно необходимым для постоянного совершенствования.

Таким образом, во всех процессах обеспечения и совершенствования качества авиационной перевозки главную роль играют владельцы каждого из процессов, т.е. персонал авиакомпании и её партнёры. Поэтому одним из основных направлений деятельности любой компании должна быть забота о своих сотрудниках, а также вовлечение их в деятельность по повышению качества.

Quality assurance of passenger air transport

Fomkin A.B.

MAI, Moscow

In recent years, air travel in Russia is growing much faster than globally. While people are flying more, their requirements regarding the quality of service become higher and higher. Nowadays, to compete successfully

airlines need to improve all the processes of organisation and operation of their flights, and for this it is important to take into account the parameters that affect the quality of the air service.

This report examines the quality of air travel in terms of process and system approaches.

The main participants in the provision of passenger air services process are airlines, airports and their partners, which generally operate under the State control.

In contrast with foreign airlines, our carriers experience many problems. The main ones are:

- Higher fuel prices;
- Difficulties with fleet renewal;
- The poor condition of many Russian airports, as well as the monopoly of service providers in them;
- A lack of trained pilots;
- The problem of the international routes liberalisation.

Due to the difficulties described above, the air travel market in Russia is unstable, and this, in its turn, negatively affects the quality of services provided to passengers.

The main assets of any airline are planes and the personnel necessary for the continued operation of the aircraft. The safety of passengers is paramount, so it is a priority of all airlines.

The system of the main indicators of air service quality in terms of the passenger includes: the condition of the cabin, ground and onboard service, as well as the behaviour of other passengers. The organisational component of quality is also important. Today, social networks play a major role in attracting passengers and in identifying their needs in a timely manner. Therefore, the existence of a constantly updated account on the largest networks is vital for continual improvement.

Thus, the owners play the main role in all processes of air travel quality assurance and improvement, i.e., airline and its partners' staff. That is why one of the main goals of any company should be the care of its employees, as well as involving them in activities aimed at improving the performance of the company.

**Участие двигателестроительных предприятий в создании новых
организационных структур управления в космической
промышленности**

Чумаков Д.М.

Организация «Агат», г. Москва

В рамках проводимого реформирования ракетно-космической промышленности России возросла актуальность проблемы создания

организационной структуры управления в кооперационной системе связей предприятий.

Особое место в системе управленческой деятельности космических отраслей стран мира занимают двигателестроительные предприятия. Их участие в реструктуризации производства РКТ стало важным этапом реализации национальных стратегий развития ведущих космических держав.

В истории существует достаточно примеров, когда от создания комплексного механизма управления интеграционными процессами зависело положение отрасли на мировом рынке. К примеру, финальным этапом структурной перестройки двигателестроительной отрасли США стало приобретение компанией Pratt & Whitney фирмы Rocketdyne, а создание международного холдинга Safran на базе французского предприятия Snecma предотвратило падение спроса на европейские ракетно-космические системы.

Совершенно иную схему построения организационной структуры с участием двигателестроительных предприятий имеет Китай. Необходимый государственный контроль и выполнение национальной космической программы обеспечивают Китаю особые условия для освоения нового высокотехнологичного производства.

В отечественной промышленности идет активная оптимизация процессов построения новых организационных структур, но пока не выработано единых принципов участия в них двигателестроительных предприятий.

Деятельность российских предприятий по-прежнему остается направленной на создание качественной финальной продукции, такой как средства выведения и космические аппараты. В подобных условиях двигателестроительные предприятия вынуждены следовать внутренней политике страны и действовать в рамках узкопрофильного производства. В то время как отличительной особенностью западных компаний является диверсификация и широкая номенклатура производимой продукции.

Исходя из анализа мировой практики корпоративного управления можно определить положительные эффекты по созданию организационных структур и оценить риски дальнейшего развития российской РКП.

Rocket engine manufacturers participation in new aerospace industry organizational structure

Chumakov D.M.

Organization "Agat", Moscow

The problem of creating of an organizational structure for the manufacturer's system of cooperation with counterparties arose due to the ongoing reform of Russia's aerospace industry.

Rocket engine manufacturers hold a special place in the managerial sector of a country's space program. Their participation in conversion of RKT production has become an important stage of implementation of leading space powers' national strategies for development.

There are many historical examples when industry's place on the global arena relied upon a complex controlling mechanism. For instance, Pratt & Whitney - Rocketdyne acquisition was the final stage of structural organization of USA's propulsion field. Establishment of international holding "Safran group" prevented a drop in demand for the European space-rocket hardware.

China has a completely different organizational structure with participation of rocket engine manufacturers. Centralized state control and implementation of the national space program cement China's special conditions for development of the new advanced technology production lines.

Russia's industry is being rigorously optimized for creation of new organizational structures, although yet it lacks unified principles for the participation of engine-building companies.

Russian companies are still focused on building high-quality end products, such as satellites and launch vehicles. In those conditions engine-building companies must follow country's internal politics and engage in specialized production. Western counterparts differ fundamentally in terms of product diversification.

Studying global practice of corporate management, positive effects of organizational structure development are determined, and risks of Russia's aerospace industry are assessed.

Анализ конкурентоспособности самолетов и вертолетов для гражданской авиации в СССР в период с 1960 по 1990 годы

Щербанов А.С.

МАИ, г. Москва

Целью данной работы являлось определить – были ли самолеты и вертолеты для гражданской авиации в СССР в период с 1960 по 1990 годы конкурентоспособны на мировом капиталистическом рынке.

Необходимо отметить, что после Второй мировой войны появились два мировых авиационных рынка – это капиталистический рынок, для таких стран как США, Англия, Франция, Германия, страны Юго-Восточной Азии, страны Африки. И уникальный рынок для стран-членов Совета Экономической взаимопомощи. Уникальность рынка заключалась в том, что полным монополистом на этом рынке являлся СССР.

В начале 60-х и 70-х годов авиационная отрасль по производству гражданской авиации на капиталистическом рынке была представлена 17 фирмами, 12 из которых американские, 2 – английские, 2-е французские, 1- западногерманская.

Крупнейшие авиационные компании мира на начало 80-х годов были «Боинг» (США), «Макдоннелл-Дуглас» (США), «Бритиш аэроспейс» (Великобритания), «Аэропасьяль» (Франция), «Мессершмитт-Бельков-Блом» (ФРГ), вертолеты Белл, Сикорский, Боинг (США), Еврокоптер (Европа)

Авиационная промышленность по созданию гражданской авиатехники была представлена КБ «Туполев», «Ильюшин», «Яковлев», «Антонов», вертолеты «Миль», «Камов».

В период с 1960 по 1990 годы под конкурентоспособностью советских самолетов и вертолетов для гражданской авиации на мировом капиталистическом рынке понималась успешная продажа в определенный момент времени. Эта возможность зависела от многих факторов, а это цена, условия платежа, срок поставки, расходы на рекламу, размер налогов и таможенных пошлин, насыщенность рынка подобной авиационной техникой, уровнем технического обслуживания, сроки поставки запчастей.

Для решения задач конкурентоспособности СССР на мировом авиационном рынке было выпущено ряд постановлений ЦК КПСС и Совета Министров СССР о переводе НИИ и ОКБ на хозрасчет и работу по заказ-нарядам для создания единого фонда развития науки и техники из прибыли предприятий.

Следует отметить, что СССР и страны члены СЭВ не имели комплексной программы изучения рынка авиационной техники, т.е. маркетинговых исследований. Вся авиационная промышленность работала в плановом режиме, согласно пятилетним планам, что не давало гибко отслеживать за изменением спроса и предложений на капиталистическом рынке авиационной техники и как результат - это было препятствием для продаж самолетов и вертолетов.

6. Математические проблемы в аэрокосмической отрасли

6. Mathematical Problems in Aerospace Industry

Определение надмолекулярной структуры ультрадисперсных фторполимеров методом ЯМР

Кулагина Т.П.², Андрианов С.А.^{1,2}, Смирнов М.А.²

¹МАИ, Москва;

²Институт проблем химической физики РАН, г. Черноголовка

Особый интерес представляют ультрадисперсные порошки политетрафторэтилена (ПТФЭ) получаемые из газовой фазы тетрафторэтилена ультрафиолетовым облучением. Для выбора температурного режима переработки ПТФЭ в твердой фазе необходимо знать надмолекулярную структуру и релаксационные свойства этого материала, в первую очередь температурные фазовые переходы. Определение изменения надмолекулярной структуры образцов Ф-4 от кристаллической (жесткой) до аморфной (подвижной) при повышении температуры проведено на основе развитой ранее теории спектров ЯМР в твердом теле [1,2]. Измерение экспериментальных сигналов формы линии ЯМР проводилось на ядрах ¹⁹F, при изменении температуры от -40° С до 70° С для четырех образцов, полученных различными технологическими методами. В данной работе проведено сравнение теоретических и экспериментальных спектров ЯМР и получена универсальная линейная зависимость степени кристалличности от площади спектра ЯМР, как и в работе [3]. Эта зависимость применима для определения степени кристалличности во всех образцах ПТФЭ, при любой температуре от -40° С до 70°. Для всех образцов при повышении температуры установлено изменение надмолекулярной структуры от кристаллической до частично-кристаллической. Анализ зависимости степени кристалличности от температуры позволяет определять оптимальные условия получения и применения материалов на основе фторполимеров.

Литература

Провоторов, Б.Н. Кинетика магнитных диполей и единая теория спектров ЯМР в конденсированном веществе/ Б.Н Провоторов, Т.П Кулагина., Г.Е. Карнаух // ЖЭТФ. -1998. -т. 113. -вып. 3. -с. 967-980.

КулагинаТ.П., Маникин П.С., Карнаух Г.Е., Смирнов Л.П. Статистическая теория формы линии ЯМР гетерогенных полимерных систем. Докл.Акад.Наук. 2010. Т.431. №5. С.639-643.

Кулагина Т.П., Вяселев О.М., Пугачев Д.В., Столин А.М.
Определение надмолекулярной структуры политетрафторэтилена
методом ЯМР-релаксации. Докл.Акад.Наук. 2012. Т.443. №4. С.452-456.

**Determination of supra-molecular structures ultra-disperse
fluoroplastics by NMR**

Kulagina T.P.², Andrianov S.A.^{1,2}, Smirnov M.A.²

¹MAI, Moscow;

²Institute of Problems of Chemical Physics, Russian Academy of Sciences,
Chernogolovka, Moscow region

Particular interest is ultra-disperse powders of polytetrafluoroethylene (PTFE) obtained from tetrafluoroethylene gas phase by ultraviolet irradiation. To select temperature conditions of processing PTFE in the solid phase it is necessary to know supra-molecular structure and relaxation properties of the material, primarily temperature phase transitions. Determination of changes of supra-molecular structure of the samples PTFE from the crystalline (rigid) to amorphous (mobile) as the temperature rises performed on the basis of previously developed theory of NMR spectra in solids [1,2]. Measurement of experimental line shape NMR signal was performed on ¹⁹F nuclei with temperature from -40° C to 70° C for four samples obtained by various technological methods. In this paper, the theoretical and experimental spectra NMR were compared. The universal linear dependence of the crystallinity degree of the spectrum area was obtained, as it was made in [3]. This dependence is applicable to determine the crystallinity degree of the PTFE samples, at any temperature from -40° C to 70°. For all the samples as the temperature rises the change of the supra-molecular structure from the crystalline to a partially crystalline established. Analysis of the temperature dependence of the crystallinity degree enables to determine the optimum conditions for production and application of materials based on fluoroplastics.

References:

Provotorov, B.N. The kinetics of magnetic dipoles and unified theory of NMR spectra in a condensed substance/ B.N. Provotorov, T.P. Kulagina, G.E. Karnaukh // JETP. -1998. -b. 113. -edition 3. -p. 967-980.

Kulagina T.P., Manikin P.S., Karnaukh G.E., Smirnov L.P. Statistical theory of NMR line shape of heterogeneous polymer systems. Academy of Sciences report. 2010. B.431. №5. P.639-643.

Kulagina T.P., Vyaselev O.M., Pugachev D.V., Stoln A.M.. Determination of supramolecular structure of polytetrafluoroethylene by NMR relaxation. Academy of Sciences report. 2012. B.443. №4. P.452-456.

Программная реализация алгоритмов оптимальной фильтрации на основе моделирования специальных ветвящихся процессов

Башкирев А.В., Рыбаков К.А.

МАИ, г. Москва

Рассматривается задача оптимальной фильтрации для непрерывных нелинейных стохастических систем, математическая модель которых задается стохастическими дифференциальными уравнениями как для объекта наблюдения, так и для измерительной системы.

Основная идея алгоритмов состоит в сведении задачи нелинейной фильтрации к задаче анализа стохастических систем с обрывами и ветвлениями траекторий. Такой переход возможен и связан с тем, что при фиксированных измерениях уравнения оптимальной фильтрации – уравнение Дункана–Мортенсена–Закаи и его робастный вариант – по структуре идентичны уравнению для плотности вероятности некоторой вспомогательной стохастической системы с обрывами и ветвлениями траекторий. Приближенный метод анализа такой системы состоит в моделировании траекторий специального ветвящегося процесса (случайного процесса, траектории которого могут обрываться или разветвляться в случайные моменты времени) [1, 2], статистической обработке результатов моделирования и вычислении оптимальной оценки вектора состояния на их основе.

Стохастические дифференциальные уравнения, описывающие изменение вектора состояния и вектора измерений, решаются с помощью численных методов: метода Эйлера, модифицированного метода Эйлера, метода Хьюна и метода Рунге–Кутты [3]. Для моделирования неоднородного потока обрывов или ветвлений траекторий применяется метод «максимального сечения» [4]. Оценка результатов работы алгоритмов нахождения оптимальной оценки вектора состояния для всех применяемых численных методов проводится в сравнении с фильтром Калмана для линейных моделей объекта наблюдения и измерительной системы и с расширенным фильтром Калмана для нелинейных моделей. Программное обеспечение разработано на языке C# для платформы Microsoft .NET.

Литература: [1]. Рыбаков К.А. Сведение задачи нелинейной фильтрации к задаче анализа стохастических систем с обрывами и ветвлениями траекторий // Дифф. уравн. и процессы управл. – 2012. № 3. – С. 91–110. [2]. Рыбаков К.А. Приближенное решение задачи оптимальной нелинейной фильтрации для стохастических дифференциальных систем методом статистических испытаний // Сиб. журн. вычисл. математики. – 2013. Т. 16. № 4. – С. 377–391. [3]. Пантелеев А.В., Руденко Е.А., Бортаковский А.С. Нелинейные системы управления: описание, анализ и синтез. – М.: Вузовская книга, 2008. [4].

Михайлов Г.А., Аверина Т.А. Алгоритм «максимального сечения» в методе Монте-Карло // ДАН. – 2009. Т. 428. № 2. – С. 163–165.

Работа выполнена при частичной финансовой поддержке РФФИ (проект № 13-08-00323-а).

**Software development for optimal filtering
based on modeling the special branching processes**

Bashkirev A.V., Rybakov K.A.

MAI, Moscow

There is an optimal filtering problem for continuous nonlinear stochastic systems which mathematical model is defined by stochastic differential equations both for the observation object and for the measurement system.

The main concept of the algorithms is to reduce the nonlinear filtering problem into the analysis problem for a stochastic system with terminating and branching paths. Such approach is possible since Duncan–Mortensen–Zakai equation and robust Duncan–Mortensen–Zakai equation are equal to the equation for the probability density function of a state vector for some auxiliary stochastic system with terminating and branching paths (for fixed measurements only). An approximate method for this system analysis is modeling of paths for the special branching process [1, 2], statistical analysis of modeling results, and optimal state vector estimation.

Stochastic differential equations for the state vector and measurements are solved by numerical methods: Euler method and its modifications, Runge–Kutta method [3]. Maximum section algorithm is used for modeling inhomogeneous Poisson flows of terminating and branching. The results for finding optimal state vector estimation for different numerical methods is compared with Kalman filter for linear models of the observation object and the measurement system and with extended Kalman filter for nonlinear models. The software was developed in Microsoft Visual Studio 2010.NET (C#).

References: [1]. Rybakov K.A. Reducing the nonlinear filtering problem to the analysis of stochastic systems with terminating and branching paths // Differential equations and control processes. – 2012. № 3. (in Russian) [2]. Rybakov K.A. An approximate solution of the optimal nonlinear filtering problem for stochastic differential systems by statistical modeling // Numerical analysis and applications. – 2013. V. 6. № 4. [3]. Pantelev A.V., Rudenko Ye.A., Bortakovskiy A.S. Nonlinear control systems: Description, analysis, and synthesis. – Moscow, Vuzovskaya kniga, 2008. (in Russian) [4]. Mikhaylov G.A., Averina T.A. The maximal section algorithm in the Monte Carlo method // Doklady mathematics. – 2009. V. 80. № 2.

This work is partially supported by RFBR grant 13-08-00323-а.

Моделирование канала генерирования бортовой системы электроснабжения переменного тока с использованием программной среды MATLAB

Демченко А.Г.

МГТУ ГА, г. Москва

В настоящей работе рассматривается математическое моделирование канала генерирования бортовой системы электроснабжения (СЭС) переменного тока с использованием приложения Simulink математического пакета MATLAB. В рамках канала генерирования были смоделированы авиационный синхронный генератор и регулятор напряжения. Авиационный синхронный генератор представлен в виде каскадного соединения трёх электрических машин: подвозбудителя, возбудителя, основного генератора. Подвозбудитель рассматривается как трёхфазный источник синусоидальной эдс, имеющий внутреннее сопротивление. В модели подвозбудителя реализована внешняя характеристика: зависимость напряжения подвозбудителя от тока нагрузки. Основной генератор и возбудитель моделируются на основе дифференциальных уравнений Горева-Парка в системе координат «dq», в их моделях произведен учёт насыщения магнитной цепи. При моделировании возбудителя и основного генератора в системе координат «dq» уравнения Горева-Парка были дополнены уравнениями для составляющих напряжений и токов прямой, обратной и нулевой последовательностей для возможности моделирования симметричных и несимметричных режимов работы. Также возбудитель и основной генератор были смоделированы в системе фазных координат. Совместно с моделью авиационного синхронного генератора была разработана модель транзисторного регулятора напряжения с широтно-импульсной модуляцией (ШИМ). В рассматриваемой модели регулятора напряжения был произведен учёт реверса напряжения на обмотке возбуждения возбудителя с целью улучшения качества переходных процессов при коммутации нагрузки, а также была предусмотрена схема формирования внешней характеристики генератора при коротких замыканиях. При моделировании авиационного синхронного генератора и регулятора напряжения использовались данные и параметры типовых генераторов и регуляторов напряжения, устанавливаемых на современных самолетах гражданской авиации. В качестве нагрузки использовались элементы стандартной библиотеки SimPowerSystems приложения Simulink. В данной работе с использованием приложения Simulink были проведены исследования нормальных и аварийных режимов работы генератора совместно с регулятором напряжения и без регулятора напряжения при постоянной частоте вращения ротора генератора при работе на статическую нагрузку. Подтверждение адекватности разработанных

моделей базируется на применении известных положений теории моделирования электроэнергетических систем и общепринятых уравнений переходных процессов отдельных элементов СЭС, а также известных численных методах.

Применение модели распределенных вычислений MapReduce для параллельных вычислений при обучении нейронных сетей

Ефимов Е.Н., Шевгунов Т.Я.

МАИ, г. Москва

Одним из подходов при анализе больших объемов данных для решения таких задач как классификация, аппроксимация и выявление скрытых закономерностей, является применение искусственных нейронных сетей. Искусственные нейронные сети представляют собой математические модели, имитирующие свойства биологических нейронных сетей, они получили широкое распространение в различных областях науки, в том числе в дисциплинах, связанных с авиацией и космонавтикой.

Нейросетевой анализ данных является сложным многоэтапным процессом, состоящим из сбора данных, их нормализации и подготовки, выбора топологии и структуры сети, итеративного процесса обучения и использования обученной сети.

В случаях больших объемов обрабатываемых данных, итеративный процесс обучения выходит на первое место по затратам вычислительной мощности. Проведения многоступенчатого анализа или достижение высокой точности требуют увеличения числа итераций в процессе обучения, что снижает эффективность нейросетевой обработки по сравнению с неадаптивными методами.

Целью настоящей работы является исследование выигрыша в производительности, достигаемого при параллельном обучении нейронной сети на основе модели MapReduce. Применение модели MapReduce для анализа данных выполняется в два этапа. Для доступных вычислительных узлов на этапе Map входные данные разбиваются на ряд фрагментов, каждый из которых передается соответствующему узлу. На этапе Reduce фрагменты результатов объединяются в конечный результат. Важно отметить, что передача и обработка фрагментов входных данных выполняется асинхронно, что приводит к распараллеливанию процесса обработки.

Данная модель применима для пакетного режима представления данных, позволяющий учесть кумулятивный эффект всех элементов выборки, и автономных методов обучения, к которым относятся методы обучения первого и квази-второго порядков.

В работе приведено описание процесса параллельной обработки данных при обучении нейронной сети, а так же приведены результаты численного моделирования.

Applying Map Reduce Model in Parallel Computing for Neural Network Training

Efimov E.N., Shevgunov T.Y.

MAI, Moscow

Use of neural networks is one of the approaches for tasks such as classification, approximation and revealing hidden dependencies in analyzing large sets of data. Artificial neural networks (ANN) are essential mathematical models emulating properties of biological neural networks which are widely applicable in different fields of science, including aviation and cosmonautics.

ANN-analysis is a complex process with many steps including collection of data, normalization and preprocessing, selecting of network topology, iterative process of training and then, finally, usage.

In the case of big size of target data set, iterative training process starts to consume huge amount of resources. Multistep analysis as well as targeting high accuracy requires increased number of iterations which are to make neural analysis not as effective as other adaptive methods.

In this paper, we present the research of the performance gain due to introducing parallelism into the training process using Map Reduce model. This model for data processing basically consists of two steps. At the first step, called map, input data set is split into pieces, each piece is transferred to a separate processing node. At the second step (reduce) responses from processing nodes are gathered and combined as a single response. Note that the processing itself goes independently at each node, thus parallelism is achieved.

Such a model as Map Reduce is applicable for batch training mode, which respects cumulative effect from each training pattern, and for autonomic training methods including first order and quasi-second order methods.

Parallel data processing in neural network learning and results of numerical modeling are also presented in the paper.

Решение задачи целераспределения для системы массового обслуживания

Карпунина Д.О.

МАИ, г. Москва

Рассматривается система массового обслуживания, которая включает группу обслуживания и группу обслуживаемых объектов. Элементы группы обслуживания характеризуются размерами зоны обслуживания,

затратами времени на обслуживание объектов. Численность группы обслуживания существенно меньше числа обслуживаемых объектов.

Целью исследований является определение возможностей системы массового обслуживания по числу обслуживаемых объектов.

Методика решения задачи включает:

- разработку математической модели системы обслуживания;
- параметрические расчеты влияния параметров модели на число обслуживаемых объектов;
- исследование влияния случайных факторов на решение задачи;
- определение статистических показателей числа обслуживаемых объектов на множестве экспериментов.

Работа системы массового обслуживания рассматривается для случаев случайного и координированного целераспределения.

В случае случайного целераспределения каждый из участников группы обслуживания может выбирать объекты по критериям затрат времени, удаленности и другим частным показателям. В этом случае отсутствие координации действий ведет к уменьшению производительности системы массового обслуживания и уменьшению числа обслуживаемых объектов.

Координированное целераспределение требует создание диспетчерского центра, в котором будет храниться информация обо всех обслуживаемых объектах. В этом случае задача руководства системой массового обслуживания состоит в целеуказании каждому элементу группы обслуживания конкретных объектов обслуживания.

На основе решения частной задачи с гипотетическими исходными данными показано, что выбор объектов обслуживания по частным критериям существенно снижает производительность системы массового обслуживания.

Наиболее рациональным способом работы системы массового обслуживания является сбор информации обо всех объектах обслуживания, оптимальное целераспределение в целях обслуживания максимального числа объектов.

Solution of the target distribution for the queuing system

Karpunina D.O.

MAI, Moscow

We consider a queuing system, which includes a group of service and served by a group of objects. Elements of the service group are characterized by the size of the service area, the time spent in service facilities. The number of service groups is much smaller number of serviced sites. The purpose of research is to identify opportunities queuing system serviced by number of objects.

Methods of solving the problem include:

- the development of a mathematical model of the service system;
- parameter calculations of the influence of model parameters on the number of serviced sites;
- investigation of the influence of random factors in the solution of the problem;
- definition of statistical indicators of the number of objects served on the set of experiments.

Job queuing system is considered for the cases of accidental and coordinated target distribution. In the case of accidental target allocation of each service group members can select objects on the eligible costs of time, distance and other private performance. In this case, the lack of coordination leads to a decrease in productivity of the queuing system and reduce the number of serviced sites. Coordinated development of the tools required target distribution center, which will store information about all of serviced sites. In this case, the task of guiding the queuing system is to target designation each element of service the specific service objects.

On the basis of the solution of a particular problem with the hypothetical baseline data shows that the choice of service areas on private criteria significantly reduces the performance of a queuing system. The most rational way of queuing systems is to collect information about all objects of service, the optimal target distribution in order to service the maximum number of objects.

О передаче данных с наименьшими задержками по времени в локальной вычислительной сети

Костин И.А., Третьякова О.Н.
МАИ, г. Москва

Необходимым условием функционирования любой системы управления любыми классами летательных аппаратов (ЛА) является бесперебойная работа локальной вычислительной сети (ЛВС) в центре управления данными объектами. Необходимо обеспечить бесперебойную работу сети для передачи данных до передатчика от центра управления. Эти задачи актуальны для систем передачи телеметрической, видео, голосовой информации. Современные формы управления полетами ЛА полностью базируются на сетевых технологиях. Эти технологии также применяются в других отраслях деятельности, например, электронная торговля, IP-телефония, предоставление провайдером интернет услуг для конечного пользователя, и т.д. По этой причине все указанные виды деятельности уязвимы к атакам на сетевую инфраструктуру. Поэтому актуальным

является защиты ЛВС от атак для бесперебойной работы и наискорейшей передачи информации по сети.

На поисковом этапе НИР проведен анализ существующих видов атак. Сформулирован алгоритм работы программы, эмулирующей три типа атак, которые являются наиболее распространёнными: Broadcast Storm, Multicast Storm, ARP-spoofing [1].

Создана программа LANTEST1, которая обеспечивает выполнение следующих задач:

Программа тестирует устойчивость сети к данному типу атаки, показывает, в течение какого промежутка времени сеть остается в работоспособном состоянии.

Какие действия необходимо выполнить для возвращения работоспособности сети за заданный промежуток времени.

Алгоритм включает выбор типа атаки на сеть, ввод характеристик атаки, результат атаки (какое время сеть сохраняла работоспособность после атаки). Для заданных трех типов атак разработана программа на языке C++.

В данной работе уделяется внимание трем типам атак: Broadcast Storm, Multicast Storm, ARP-spoofing. Особенность данных типов атак. Broadcast Storm – осуществляет атаку на всю сетевую инфраструктуру, а Multicast Storm только на выбранную группу элементов сетевой инфраструктуры. ARP-spoofing осуществляет технику подмены реального элемента ЛВС ложным.

Программа протестирована на демо-стенде: демонстрационной ЛВС.

Список литературы

Семенов Ю.А. Типы атак. Обзор уязвимостей, некоторых видов атак и средств защиты. <http://book.itsep.ru/6/intrusion.htm>

Jeff Doyle, Jennifer DeHaven Carroll. Routing TCP/IP 1. Cisco Press. 2008. http://books.google.ru/books/about/Routing_TCP_IP_1.

About data transmission with the smallest delays in the local computer network

Kostin I.A., Tretiyakova O.N.

MAI, Moscow

Necessary condition of functioning of any control system of any classes of the aircraft (A) is continuous work of the local computer network (LAN) in control center of these objects. It is necessary to ensure continuous functioning of a network for data transmission to the transmitter from control center. These tasks are actual for systems of transfer telemetric, video, voice information. The modern forms flight control A completely are based on network technologies. These technologies also are applied in other fields of activity, for example, electronic trading, IP-telephony, providing the Internet

to the end user, etc. For this reason all specified kinds of activity are vulnerable to attacks to network infrastructure. Therefore actual is protection of a LAN against attacks for continuous work and the fastest information transfer on a network.

At search stage Scientific Research the analysis of existing types of attacks is carried out. The algorithm of work of the program emulating three types of attacks which are the most widespread is formulated: Broadcast Storm, Multicast Storm, ARP-spoofing [1].

The LANTEST1 program which provides performance of the following tasks is created:

1. The program tests resistance of a network to this type of attack, shows, during what period the network remains in an efficient condition.

2. What actions need to be executed for return of operability of a network for the set period.

The algorithm includes a choice like attack to a network, input of characteristics of attack, result of attack (what time the network kept working capacity after attack). The program is developed for the set three types of attacks in language C ++.

This paper focuses on three types of attacks is paid: Broadcast Storm, Multicast Storm, ARP-spoofing. Feature of these types attacks. Broadcast Storm – carries out attack to all network infrastructure, and Multicast Storm only on the chosen group of elements of network infrastructure. ARP-spoofing carries out equipment of substitution of the LAN real element the false.

The program is tested on a demo stand: demonstration LAN.

References.

- 1 . Semenov Y.A. Types of attacks. Review of the vulnerabilities, some types of attacks and means of protection. <http://book.itcp.ru/6/intrusion.htm>

- 2 . Jeff Doyle, Jennifer DeHaven Carroll. Routing TCP/IP 1. Cisco Press. 2008 . http://books.google.ru/books/about/Routing_TCP_IP_1.

Принцип сведения и задача идеализации в динамике СГС

Кузьмина Л.К.

КНИТУ-КАИ, г. Казань

Предмет исследования связан с общими проблемами математического моделирования и анализа сложных механических систем, содержащих большие и малые параметры. Применительно к особенностям проблемы идеализации в динамике систем ориентации и стабилизации, снабженных гироскопическими исполнительными устройствами, развивается аналог принципа сведения, справедливого в общем качественном анализе. При этом для исходной системы с большими и малыми параметрами (с разномасштабными по времени переменными

состояния) решается проблема редукции системы и декомпозиции ее качественных свойств, включая задачи устойчивости, быстродействия, оптимальности по быстродействию, ... Основное внимание уделяется концептуальной стороне и методике. В контексте теории сингулярных возмущений развивается методология построения идеализированных моделей и укороченных уравнений движения. Общий подход, развиваемый на основе методов А.М.Ляпунова, приводит к выработке универсальной технологии в задаче моделирования, с разделением исходных переменных, параметров и степеней свободы системы на существенные и несущественные (в рассматриваемой постановке), с декомпозицией исходной модели, с разделением каналов стабилизации. При этом идеализированные модели и приемлемые (в принятом смысле) укороченные уравнения движения строятся по регулярной схеме как асимптотические s -приближения по малому параметру, вводимому в качестве дополнительной переменной состояния. В качестве приложения развиваемого метода рассмотрены задачи об идеализированных моделях в общей теории гироскопических систем и применительно к теории систем ориентации и стабилизации, использующих гироскопические исполнительные устройства (в развитие постановок Н.Г.Четаева, Д.Р.Меркина, П.А.Кузьмина, Б.В.Раушенбаха). По разработанной схеме строго построены идеализированные модели и укороченные уравнения движения (в том числе, в случаях быстрых гироскопов, больших масс стабилизируемых объектов, быстродействующих следящих систем...), с определением областей приемлемости. Приводятся иллюстрирующие примеры. Получаемые результаты обобщают и дополняют известные как в общей теории, так и в инженерных приложениях.

Автор благодарен РФФИ за поддержку работы.

Principle of reduction and idealization problem in SGS dynamics

Kuzmina L.K.

KNRTU-KAI, Kazan

The research object is connected with the general problems of mathematical modelling and the analysis of the complex mechanical systems with big and small parameters, with applications to aviation and aerospace systems dynamics. With reference to features of a idealization problem in dynamics of gyroscopic systems of orientation and stabilization, the analogue of a reduction principle is developed for the general qualitative analysis. Besides for initial system with big and small parameters (with multiple scale on time variables of system state) it is solved a problem of a system reduction, with decomposition of its qualitative properties (including tasks of stability, operativeness, optimality on operativeness, ...). The main attention is given

to the conceptual side and a technique. In a context of the singularly perturbations theory the methodology of constructing idealized models and the shortened equations of motion is developed. The general approach developed on the basis of A.M.Lyapunov methods, leads to development of universal technology in a problem of modelling, with division of initial state variables, parameters and freedom degrees of system on essential and non-essential (in considered statement), with decomposition of initial model, with division of stabilization channels. Besides idealized models and the acceptable (in the accepted sense) shortened equations of motion are constructed on the regular scheme as asymptotic s-approximations on small parameter, introduced as an additional state variable. As the application of a developed method the problems about idealized models in the general theory of gyroscopic systems and with reference to the theory of orientation and stabilization systems, using gyroscopic controlling devices, are considered (in development of statements of N.G.Chetayev, D.R.Merkin, P.A.Kuzmin, B.V.Raushenbakh). On the developed scheme the idealized models and the shortened equations of motion are constructed by strong mathematical methods. It is considered the cases of fast gyroscopes, big stabilized objects, quick-operating following systems, ..., with determination of acceptability areas of constructed models. Illustrating examples are discussed. Received results generalize and supplement known both in the general theory, and in engineering applications.

The author is grateful to the Russian Foundation of fundamental investigations for support of work.

Метод продолжения решения по параметру и наилучшая параметризация при исследовании ползучести нагруженных образцов из стали Ст45

Кузнецов Е.Б., Леонов С.С.

МАИ, г. Москва

Изучается ползучесть образцов, выполненных из стали Ст45, широко применяемой в машиностроении и авиации, при постоянной температуре, находящихся под действием растягивающих сил. Поведение образцов описывается уравнениями теории структурных параметров Ю.Н. Работнова с одним скалярным параметром поврежденности [1]. Процесс рассматривается от начального состояния, когда параметр поврежденности равен нулю, вплоть до разрушения, когда этот параметр принимает значение равное единице.

В случае постоянных напряжений приводится аналитическое решение [2,3], однако численный расчет задачи с использованием традиционных методов интегрирования систем дифференциальных уравнений невозможен, так как при однородных начальных условиях правые части

исходной системы уравнений обращаются в бесконечность в начальный момент времени и при стремлении параметра поврежденности к единице. Для решения данной проблемы задача преобразуется к наилучшему аргументу, под которым понимается длина дуги интегральной кривой задачи [4].

Данный подход позволяет получить систему уравнений без особенностей, при численном интегрировании которой методом Рунге-Кутты четвертого порядка точности с переменным шагом интегрирования [5] получается достоверное решение, хорошо согласующееся как с аналитическим решением непараметризованной задачи, так и с экспериментальными данными [2].

Работа выполнена при финансовой поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (проект 13-08-00473а).

Используемая литература:

[1] Работнов Ю.Н. Ползучесть элементов конструкций. – М.: Наука, 1966. – 752 с.

[2] Горев Б.В., Захарова Т.Э., Клопотов И.Д. К описанию процесса ползучести и разрушения материалов с немонотонным изменением деформационно-прочностных // Физическая мезомеханика. – 2002. – Том 5. – № 2. – С. 17 – 22.

[3] Горев Б.В. Высокотемпературная ползучесть конструкционных сплавов и ее приложение к формообразованию крупногабаритных деталей: дис. ... доктора технических наук : 01.02.04. – Новосибирск, 2003. – 426 с.

[4] Шалашилин В.И., Кузнецов Е.Б. Метод продолжения решения и наилучшая. – М.: Эдиториал УРСС, 1999. – 224 с.

[5] Формалев В.Ф., Ревизников Д.Л. Численные методы. – М.: Физматлит, 2004. – 400 с.

Method of the solution continuation with respect to a parameter and the best parameterization in the research of creep-loaded samples of steel ST45

Kuznetsov E.B., Leonov S.S.
MAI, Moscow

The creep of the samples made of steel ST45, which is widely used in engineering and aviation, at a constant temperature under tensile forces is researched. The behavior of the construction is described by the Rabotnov's theory of structural parameters with a single scalar damage parameter [1]. The process from the initial state, when the damage parameter is equal to zero, up to the fracture, when it reaches a value equal to unity, is considered.

In the case of constant stress provides an analytical solution [2, 3], but the numerical solution of the problem using traditional methods of integrating of

the systems of differential equations is impossible, because with the homogeneous initial conditions the right-hand sides of the system of differential equations become infinite at the initial time and when the damage parameter tends to unity. To solve this problem, system of differential equations is transformed to the best argument, which is defined as the arc length of the integral curve of the problem [4].

This approach allows obtaining a system of differential equations without features, the numerical integration of which by fourth-order Runge–Kutta method with variable step of integration [5] obtained a significant solution, which agrees well with the analytical solution of the nonparameterized problem and experimental data [2].

This work was supported by the Russian Foundation for Basic Research (project 13-08-00473a).

References:

[1] Rabotnov Ju.N. Polzuchest' jelementov konstrukcij (Creep Problems in Structural Members), Moscow, Nauka, 1966, 752 p.

[2] Gorev B.V., Zakharova T.E., Klopotov I.D. Fizicheskaya mezhmekhanika, 2002, vol. 5, no. 2, pp. 17 – 22.

[3] Gorev B.V. Vysokotemperaturnaya polzuchest' konstruktsionnykh splavov i ee prilozhenie k formoobrazovaniyu krupnogabaritnykh detalei (High-temperature creep of structural alloys and its application to the shaping of large parts), Doctor's thesis, Novosibirsk, Lavrent'ev Institute of Hydrodynamics, Siberian Division, Russian Academy of Sciences, 2003, 426 p.

[4] Shalashilin V.I., Kuznetsov E.B. Parametric Continuation and Optimal Parametrization in Applied Mathematics and Mechanics. Dordrecht / Boston / London: Kluwer Academic Publishers, 2003. 236 p.

[5] Formalev V.F., Reviznikov D.L. Chislennyye metody (Numerical Methods). Moscow, Fizmatlit, 2004. 400 p.

**Аналитическое решение задачи оптимального разворота
сферически-симметричного космического аппарата в классе
конических движений**

Сапунков Я.Г., Молоденков А.В.
ИПТМУ РАН, г. Саратов

Построение управления угловым движением космического аппарата (КА) как твердого тела в традиционной постановке включает задачи программного углового движения (разворота), программного управления и построения управления, стабилизирующего программу углового движения в малом. Задача построения программного углового движения и программного управления во многих случаях решается с помощью методов теории оптимального управления. Точное

аналитическое решение этой задачи для наиболее часто используемых функционалов оптимизации при произвольных граничных условиях по угловому положению и угловой скорости КА не найдено даже в случае сферической симметрии КА, не говоря уже о его произвольной динамической конфигурации. Известны лишь некоторые частные случаи решения задачи, при этом для сферически симметричных КА эти решения получены в классе плоских эйлеровых разворотов. Поэтому расширение классов аналитических решений задачи оптимального разворота КА (твёрдого тела) в замкнутой форме имеет не только теоретический, но и большой практический интерес, так как позволяет использовать на борту КА готовые законы программного управления и изменения оптимальной траектории. В докладе в кватернионной постановке рассматривается задача оптимального разворота КА со сферическим распределением масс при произвольных граничных условиях по угловому положению КА и произвольном по направлению векторе начального условия по угловой скорости КА с ограниченной по модулю функцией управления. Функционал качества в задаче объединяет два критерия: время и энергию, затраченные на разворот КА; при этом каждый из критериев умножен на свой весовой коэффициент. С помощью принципа максимума Л.С. Понтрягина получено новое аналитическое решение этой задачи в классе конических движений. Представлено явное выражение для постоянного по модулю оптимального вектора угловой скорости КА. Траектория движения сферически симметричного КА представляет собой регулярную прецессию, вектор оптимального управления КА перпендикулярен вектору угловой скорости. Сформулированы условия на модуль начального и вид конечного значения вектора угловой скорости КА, при которых допустимо аналитическое решение задачи в классе конических движений. Вектор конечного значения угловой скорости КА должен принадлежать конической поверхности, порождаемой произвольно заданными постоянными условиями задачи. Доклад продолжает исследования, начатые в [1]. Работа поддержана РФФИ (проект № 12-01-00165).

Литература:

1. Молоденков А.В., Сапунков Я.Г.. Аналитическое решение задачи оптимального разворота сферически-симметричного космического аппарата в классе конических движений // Известия РАН. Теория и системы управления. 2013. № 3. С. 167-176.

Analytical solution of the problem of the optimal turn of a spherically symmetric spacecraft in the class of conical motions

Sapunkov Ya.G., Molodenkov A.V.

Precision Mechanics and Control Problems Institute of RAS, Saratov

This study was financially supported by the Russian Foundation for Basic Research, projects no. 12-01-00165.

The construction of control of spatial reorientation of the spacecraft as a rigid body in conventional formulation includes problems of program angular motion (turn), program control, and finding of a control stabilizing the program of angular motion in the small. The problem of calculation of program angular motion and the resulting control in many cases is solved using methods of optimal control theory. Exact analytical solution of this problem for optimization functionals used most often in the case of arbitrary boundary conditions with respect to the attitude and angular velocity of the spacecraft was not found even in the case of spherical symmetry of the spacecraft, as well as for arbitrary dynamic configuration. Only some particular cases of the problem solution are known and for spherically symmetric spacecraft these solutions are obtained in the class of planar Eulerian turns. Therefore, the expansion of classes of analytic solutions of the optimal rotation of a spacecraft (rigid body) in closed form has not only theoretical but also of great practical interest, since it allows to use on board of the spacecraft ready to program control laws and changes in the optimal trajectory.

The problem of the optimal turn of a spherically symmetric spacecraft with arbitrary boundary conditions on the angular position of a spacecraft and an arbitrary direction vector of initial conditions on the angular velocity of a spacecraft with constraint of a control action is considered in the quaternion statement in this report. The functional that combines the time and the integral value of the modulus of the control vector spent on the turn of a spacecraft is used as the optimality criterion (each of criteria is increased on the weight factor). The new analytical solution of this problem in the class of conical motions is obtained with the use of Pontryagin's maximum principle. The explicit expression for the optimal angular velocity vector of a spacecraft is presented. This vector has constant modulus. The trajectory of a spherically symmetric spacecraft is a regular precession, the optimal control vector is perpendicular to the spacecraft angular velocity. The conditions on the modulus of the initial and form of the final values of the angular velocity of spacecraft which allowed for an analytic solution in the class of conical motions are formulated. Vector of the final value of the angular velocity of a spacecraft must belong to the conical surface generated by an arbitrarily given constant conditions of the problem. The report continues the researches started in [1].

References:

1. Molodenkov A.V. and Sapunkov Ya.G. Analytical Solution of the Optimal Slew Problem of a Spherically Symmetric Spacecraft in the Class of Conical Motion// Journal of Computer and Systems Sciences International. 2013. Vol. 52. No.3. Pp. 491-501.

«Математическая» и «физическая» трактовки измерения: границы применения

Карепин П.А., Мышелов Е.П.

МАИ, г. Москва

Познание окружающего мира осуществляется через взаимодействие объектов. В основе такого взаимодействия устанавливаются разного рода отношения, которые отражают существенные стороны, аспекты, свойства объектов. Процесс взаимодействия может осуществляться при пассивной роли субъекта (наблюдателя) или при активном воздействии на объект субъекта (исследователя) по средством специального средства (прибора). В первом случае объект изучается в естественных сложившихся условиях, что не всегда позволяет реализовать ситуацию, в которой объект раскрывается с нужной стороны. Во втором случае исследования подготавливаются с помощью создания необходимых условий с целью раскрытия интересующего исследователя свойства. В последнем случае возникает особый вид познавательного процесса, который приводит к понятию «измерение».

Несмотря на длительный практический опыт проведения измерений (появление измерения как эмпирической процедуры относят к эпохе неолита, около 5 тыс. лет до н.э.) до настоящего времени измерение трактуется по-разному. Например, достаточно сравнить дефиниции данного понятия в ФЗ «Об обеспечении единства измерений» и РМГ 29-99 «Метрология. Термины и определения». Существуют различные теоретические направления, в которых на тех или иных позициях описываются процессы измерения. Это алгоритмическая, информационно-статистическая, информационно-энергетическая и пр. теории измерений, в которых делается упор на различные аспекты, связанные с измерением. Положение еще усугубляется тем, что процедура измерения стала распространяться на не измеряемые раньше стороны объектов. Стали измерять такие величины, как удовлетворенность потребителя, индекс человеческого развития, коэффициент интеллекта (IQ) и пр. И как показывают последние изыскания, количество таких измерений постоянно растет. В современном мире измерения в исследованиях, связанных с изучением человека, с исследованием взаимоотношений людей, играют большее значение, чем, например, при решении инженерно-физических проблем.

Поэтому в последнее время предлагается трактовать измерение в «узком» и «широком» смыслах. Измерение в «узком» смысле – это измерение на основе физического, метрологического подхода, как экспериментальное сравнение определенной стороны объекта с мерой. Измерение в «широком» смысле - это измерение на основе построения математических конструкций и установления соответствия между проявлением объекта и символьными элементами (например, числами). Каждое из двух данных подходов к измерению реализуется при определенных условиях, которые определяют границы возможности осуществления измерений на основе соответствующей концепции. Эти ограничения выявляются на основе раскрытия сущности каждой из концепций, условий их существования и применения в соответствующих областях знаний.

The “mathematical” and “physical” interpretation of measurement: application limits

Karepin P.A., Myshelov E.P.

MAI, Moscow

Measurement plays a great role in different realms of science and technology. Approach to consideration of measurement can be “narrow” and “wide”. “Narrow” approach is based on physical or metrological methods, as experimental comparison of object with measure. “Wide” approach is based on the construction of the mathematical models. This work is an analysis of the features of each of given approaches.

Синтез управления доступом и загрузкой в подвижных телекоммуникационных системах

Мясников Д.В., Семенихин К.В.

МФТИ, МАИ, г. Москва

Подвижные телекоммуникационные системы (ПТС) функционируют в условиях ограниченных энергетических и вычислительных ресурсов, пополнение которых невозможно в режиме реального времени. Поэтому для успешной эксплуатации ПТС необходимо эффективное перераспределение ресурсов с целью оптимизации ключевых характеристик системы. При обработке входного потока, состоящего из коротких блоков данных (пакетов), важно контролировать такие показатели, как среднее время обработки пакета и среднее количество отброшенных пакетов. При этом надо учитывать, что из-за передвижения системы состояние канала связи постоянно меняется, но закон изменения (например, интенсивности входного потока) заранее неизвестен. Таким образом, разработка алгоритмов оптимизации ПТС с учетом ограничений и неполноты априорной информации представляет

собой актуальную задачу теории и практики инфокоммуникационных технологий.

Для синтеза управления комплексом телекоммуникационных средств на борту беспилотного летательного аппарата (БПЛА) необходимо учитывать еще одну особенность. Входной поток сообщений, поступающий на БПЛА, состоит из пакетов разного приоритета. Например, сообщения об изменении параметров маршрута или деталей полетного задания являются высокоприоритетными. В то же время, различные сервисные или информационные сообщения, необходимые для непрерывного слежения за состоянием соединения, могут быть отброшены, если очередь заданий близка к переполнению, а сервер занят обработкой потока высокоприоритетных требований. Поэтому эффективное управление загрузкой сервера и доступом к его ресурсам возможно лишь на основе предварительной оптимизации параметров соответствующей системы массового обслуживания (СМО).

В рамках данной работы предполагается, что телекоммуникационная подсистема БПЛА описывается СМО, содержащей один элемент обслуживания и две очереди для заявок разного приоритета. Входной поток данных рассматривается как суперпозиция двух пуассоновских потоков, отвечающих пакетам соответственно высокого и низкого приоритета. Роль контролируемых параметров выполняют интенсивность загрузки сервера и вероятность отклонения низкоприоритетной заявки. В качестве критерия оптимизации СМО выступает минимум среднего времени обработки высокоприоритетного задания с учетом ограничений на среднее число отказов и среднее время обслуживания (для пакетов низкого приоритета) и уровень загрузки сервера. Оптимальное управление СМО строится по следующей схеме: 1) статистическое оценивание параметров входящих потоков; 2) оптимизация коэффициентов агрегированного критерия; 3) синтез оптимального управления по агрегированному критерию с найденными коэффициентами. В работе приводится также упрощенный алгоритм, реализующий субоптимальную стратегию доступа и загрузки в телекоммуникационной системе.

Control synthesis for access and load of mobile telecommunication systems

Myasnikov D.V., Siemenikhin K.V.
MIPT, MAI, Moscow

Mobile telecommunication systems are operating with limited energy and computational resources. These resources are not easily replenished. So for mobile systems to operate successfully efficient resources usage optimizing key technical characteristics is required. While processing arriving short

blocks of data (packets), it's important to monitor such indicators as average packet processing time, average number of rejected packets. In addition, system movements may lead to some changes in communication channel state (e.g., influencing arrival rate) with the law for channel state change being unpredictable. So development of mobile systems constrained optimization algorithms copying with incomplete information about the system poses an actual problem in theory and practice of infocommunication technologies.

Control synthesis for telecommunication subsystem of unmanned aerial vehicle (UAV) has some specific features: it's necessary to take into account that packets can have different priorities. For instance, requests for flight parameters or flight plan change should be processed with high priority. Whereas various service and information messages used for keeping-alive communication and checking communication status may be rejected, if queue is nearly full and server is currently processing high-priority tasks. Thus, server access and load control is possible only if it's based on preliminary parameters optimization for corresponding queueing system.

In scope of this work UAV telecommunication subsystem is described as queueing model with one server and two queues for high and low-priority tasks. Arrivals are determined by superposition of two Poisson processes: high and low priority requests correspondingly. Service rate and rejection probability for low-priority jobs are considered to be control parameters. Minimum of average time spent in system by high-priority job is considered to be optimization criterion with constraints on average number of rejected low-priority jobs, average time spent in system by low priority job and server load. Optimal control for specified queueing model is constructed in the following way: 1) statistical estimation for arrival parameters; 2) optimization for coefficients of aggregate criterion; 3) synthesis of optimal control based on aggregate criterion. Simplified algorithm with suboptimal access and load policy is also described in this work.

**Приближенное нахождение оптимального управления
детерминированными системами при ограничениях
спектральным методом**

Новиков Ю.И., Рыбаков К.А.

МАИ, г. Москва

Цель работы состоит в развитии методов нахождения субоптимального управления детерминированными системами с помощью спектральной формы математического описания. Согласно предлагаемой методике происходит переход от исходной задачи, заданной системой обыкновенных дифференциальных уравнений, начальными условиями и функционалом качества, к задаче условной

оптимизации, для решения которой все вычисления сводятся к операциям с матрицами: спектральными характеристиками функций, операторов и функционалов [1, 2].

Поскольку на практике сложно оперировать с бесконечными векторами спектральных характеристик функций и функционалов, а также бесконечными матрицами спектральных характеристик операторов, применяется их усечение до заданного порядка (числа используемых элементов базисной системы для представления функций времени, например, управления) и переход к конечномерной задаче оптимизации. Преимуществом метода является то, что за счет увеличения порядка усечения можно добиться сколь угодно точного приближения к точному оптимальному решению, если оно может быть представлено в виде функционального ряда по выбранным базисным функциям.

При переходе в спектральную область, если заданы ограничения на координаты управления, возникает задача представления этих ограничений в пространстве усеченных спектральных характеристик. Для ее решения разработан алгоритм построения множества допустимых управлений в спектральной форме математического описания [3].

В качестве возможных задач рассматриваются модели, для которых правые части дифференциальных уравнений – полиномы по координатам управления и состояния.

Литература: [1]. Пантелеев А.В., Рыбаков К.А. Прикладной вероятностный анализ нелинейных систем управления спектральным методом. – М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2010. [2]. Пантелеев А.В., Рыбаков К.А. Методы и алгоритмы синтеза оптимальных стохастических систем управления при неполной информации. – М.: Изд-во МАИ, 2012. [3]. Новиков Ю.И., Рыбаков К.А. О построении множества допустимых управлений в спектральной форме математического описания // Инновации в авиации и космонавтике – 2013. Московская научно-практ. конф. молодых ученых: Тез. докл. – М.: ООО «Принт-салон», 2013. – С. 290–291.

Работа выполнена при частичной финансовой поддержке РФФИ (проект № 12-08-00892-а).

Approximate calculation of the constrained optimal control for deterministic systems by the spectral method

Novikov Yu.I., Rybakov K.A.
MAI, Moscow

The aim of this work is to develop the numerical method for the suboptimal control of deterministic systems by means of the spectral form of

mathematical description. The proposed method reduce the original initial-value problem for ordinary differential equations with a cost functional to the constrained minimization problem where all calculations are made with matrices namely spectral characteristics of functions, operators and functionals [1, 2].

Operating with infinite spectral characteristics of functions and functionals as well as with infinite spectral characteristics of operators is practically troublesome, therefore their truncation to a preassigned order (number of the basis functions for representing the time-varying functions, e.g. the control) is used for reducing the calculations to a finite-dimensional optimization problem. The advantage of this approach is that by increasing the order of truncation it allows to achieve arbitrarily close approximation for the exact optimal solution if this solution can be expanded in the functional series for selected basis functions.

In transition to the spectral domain when some constraints for controls are specified we have the problem of these constraints representation in the truncated spectral characteristics space. An algorithm for the construction of an admissible control set by the spectral method has been discussed in [3].

Problems to be solved include models where the right sides of differential equations are represented by polynomials in the coordinates of the control and the state vector.

References: [1]. Pantelev A.V., Rybakov K.A. Applied probabilistic analysis of nonlinear control systems by the spectral method. – Moscow, MAI, 2010. (in Russian) [2]. Pantelev A.V., Rybakov K.A. Methods and algorithms for synthesis of optimal stochastic control systems with incomplete information. – Moscow, MAI, 2012. (in Russian) [3]. Novikov Yu.I., Rybakov K.A. On the construction of the admissible control set in the spectral form of mathematical description // Proceedings of conference “Innovations in Aviation and Astronautics – 2013”. – Moscow, Print-Salon, 2013. – P. 290–291. (in Russian)

This work is partially supported by RFBR grant 12-08-00892-a.

Сравнительный анализ эффективности биоинспирированных методов глобальной оптимизации

Орловская Н.М.
МАИ, г. Москва

Биоинспирированные методы глобальной оптимизации – группа метаэвристических методов, имитирующих процессы в природной среде и поведение некоторых видов животных и растений. Эти методы становятся все более популярными, так как позволяют находить решение таких задач оптимизации, для которых нахождение решений с помощью традиционных методов оказывается сложным. Основное

преимущество биоинспирированных методов оптимизации заключается в возможности решения многоэкстремальных задач с большим числом переменных. Эти причины делают применение данных методов перспективным для решения сложных задач проектирования авиационно-космических систем.

В работе рассматривается три метаэвристических метода, которые являются стохастическими методами поиска оптимальных решений. Первый метод оптимизации, имитирующий поведение прыгающих лягушек, основан на наблюдениях за лягушками в популяции при поиске пищи. Он сочетает в себе преимущества локального поиска метода частиц в стае и идею обмена информацией между стаями. Второй – это метод, имитирующий поведение сорняков. В основу его создания легли особенности размножения сорняков, среди которых в процессе естественного отбора погибают растения с наименьшей приспособленностью. Основная идея третьего метода оптимизации, имитирующего поведение кукушек, заключается в специфическом агрессивном способе размножения этого вида птиц. Метод использует наблюдения за поведением кукушки в процессе поиска гнезд других птиц, в которые она стремится отложить свои яйца вместо уже имеющихся.

На основе созданного алгоритмического обеспечения разработан комплекс программ, позволяющий исследовать эффективность каждого из методов. Работа методов была исследована путем применения их для нахождения глобального максимума нескольких типовых многоэкстремальных функций двух переменных, таких как корневая функция, функция Розенброка, «Западня», функция Швевеля, параболическая функция, мульти-функция и др.

Основным результатом данной работы является сравнительный анализ эффективности трех представленных методов оптимизации. Кроме того, для каждого метода были сформированы рекомендации по выбору таких параметров, которые позволяют затрачивать наименьшее количество вычислительных ресурсов для достижения наиболее точного результата.

Comparative analysis of the efficiency of bioinspired global optimization methods

Orlovskaya N.M.

MAI, Moscow

Bioinspired methods of global optimization is a group of metaheuristic methods that mimic the natural biological process and the social behavior of animal and plant species. These methods become more and more popular, because they allow to find the solution of optimization problems, for which

searching optimum solutions with traditional mathematical techniques is difficult. The main advantage of bioinspired methods is solving multiextremal large-scale optimization problems. These reasons make the using of bioinspired methods perspective for solving complex problems of designing aerospace systems.

This paper considers three metaheuristic methods, which are stochastic search optimization technique. The first method of optimization is a shuffled frog leaping algorithm, which based on observation of the frogs in population, when they search for food. It combines the benefits of the local search tool of the particle swarm optimization and the idea of mixing information among memplexes. The second method is invasive weed optimization, which has been inspired by peculiar way of weeds reproduction. Weeds with lowest fitness die in the process of natural selection. The third method of optimization is cuckoo search. The basic idea is aggressive reproduction strategy of this type of birds. Method uses observation the behavior of the cuckoo in process of the search for nests of other birds, when cuckoo seek to lay their eggs in these nests.

There was developed complex of program based on the created algorithm software, that allows to explore the effectiveness of each method. Methods was investigated by using them to find the global maximum of several typical multiextremal functions of two variables, such as root function, Rosenbrock function, Trapfall, Schwefel function, parabolic function, multi-function, etc.

The main result of this paper is comparative analysis of the efficiency of three presented optimization methods. Besides, recommendations for choosing such parameters were created, that allow to expend the smallest quantity of computing resources for achievement of the best result.

Прикладное применение интервального метода взрывов

Пановский В.Н.

МАИ, г. Москва

Целью данной работы являлась разработка алгоритмического и программного обеспечения интервального метода взрывов и применение алгоритма для решения задачи поиска оптимального программного управления детерминированными непрерывными системами.

В современной математике достаточно большое внимание уделяется решению задач глобальной оптимизации и синтеза оптимального управления динамической системой. Эти задачи возникают в ходе проектирования конструкций летательных аппаратов, когда возникает необходимость оптимизации характерных параметров и разработки систем управления, как отдельными элементами конструкции, так и объектом в целом.

Крайне важно использовать и разрабатывать эвристические методы. Несмотря на то, что эвристические алгоритмы не гарантируют нахождение лучшего решения, существенным достоинством таких алгоритмов является их низкая вычислительная сложность, что позволяет их применять для решения задач повышенной трудности (например, задач, принадлежащих классу NP). В совокупности с ключевыми особенностями интервального анализа (обработка множеств значений вместо отдельных точек, низкая требовательность к постановке задачи) разработка эвристических интервальных алгоритмов является крайне перспективным направлением.

Стратегия разработанного эвристического интервального метода взрывов, который используется для решения задачи минимизации функции, заключается в следующем: на области поиска случайным образом расставляются бомбы различной мощности (интерпретация понятия интервального вектора). Мощность рассчитывается исходя из значения функции (чем оно меньше, тем меньше мощность, следовательно, меньше радиус разлета осколков). Далее бомбы начинают взрываться и их осколки разлетаются. На месте осколков вновь устанавливаются бомбы, происходит перерасчет мощностей и производится детонация. Так продолжается пока количество итераций не превзойдет максимально допустимое.

Поиск оптимального управления состоит из двух этапов. В ходе первого этапа исходная непрерывная система дискретизируется с помощью методов Эйлера, Эйлера-Коши и Рунге-Кутты. На втором этапе ищется искомое управление путем минимизации функционала качества управления.

Результатом данной работы являются формирование детального алгоритма нахождения оптимального программного управления детерминированными непрерывными системами, создание соответствующего программного обеспечения, реализующего разработанный алгоритм, решение прикладных задач (ориентация и стабилизация космического аппарата, задача о «мягкой посадке»), на которых продемонстрирована эффективность интервального метода взрывов.

Application of the interval method of explosions

Panovskiy V.N.

MAI, Moscow

The purposes of this work were to develop the algorithm and software of the interval method of explosions and to apply it for the solution of problem of search of optimal program control of deterministic continuous systems.

Today a great attention is paid to the solution of problems of global optimization and to the synthesis of optimal control of dynamic systems. These problems arise in the design of aircrafts, where it is necessary to optimize characteristic parameters, and of control systems of both separate structural elements and the whole object.

It is extremely important to use and develop heuristic algorithms. Despite the fact that heuristic algorithms do not guarantee to find the best solution, a significant advantage of these algorithms is their low computational complexity, which allows applying them for the solution of problems of increased difficulty (e.g., problems of NP class). In the aggregate with key advantages of the interval analysis (handling with the set of points, low demands to the problem statement) the development of interval heuristic algorithms becomes a very perspective direction.

The strategy of the developed heuristic interval method of explosions, which is used to solve the problem of minimizing target function, consists in the following: bombs of different power are randomly placed on the search area (interpretation of the interval vector). Power depends on the value of the target function (the lower the value, the lower the power, hence smaller the radius of the fragment dispersion). Further bombs begin to explode and their fragments scatter. At the place of the bombs' fragments new bombs are put, power is recalculated and new bombs explode again. This procedure continues until the number of iterations does not exceed the maximum allowable value.

Synthesis of the optimal control consists of two stages. During the first stage original continuous system is converted to discrete one by the methods of Euler, Euler-Cauchy and Runge-Kutta. During the second stage the control is obtained by minimizing the functional of quality of control.

The result of this work are:

- development of the detailed algorithm for finding the optimal program control of deterministic continuous systems,
- creation of appropriate software that implements the developed algorithm,
- solution of applied problems (spacecraft orientation and stabilization, "soft landing" problem), which demonstrates the effectiveness of the interval method of explosions.

Применение меметического алгоритма для поиска оптимального программного управления дискретными детерминированными системами

Письменная В.А.
МАИ, г. Москва

Целью данной работы являлась разработка алгоритмического и программного обеспечения меметического алгоритма для решения

задачи поиска оптимального программного управления нелинейной дискретной детерминированной системой, основанного на концепции мема, которым является одно из перспективных решений, полученных в ходе реализации процедуры поиска экстремума.

В связи с ростом потребности в автоматизированном управлении тем или иным процессом, решение задачи нахождения оптимального управления становится все более важным. Как показывает практика, найти такое управление аналитически бывает очень сложно, поэтому применение эвристических методов является наиболее целесообразным.

Термин «мем» был введен Р.Докинзом как «единица передачи культурной информации, распространяемая от одной особи к другой посредством имитации, научения и др.»

Термин «меметический алгоритм» был впервые предложен П.Москато как гибрид генетического алгоритма и процедуры индивидуального обучения для уточнения решения задачи. В данный момент этот термин широко используется в качестве обозначения взаимодействия эволюционного или другого подхода, основанного на понятии популяции, и индивидуального обучения особей либо другой локальной процедуры улучшения решения для задач поиска глобального экстремума. На этапе индивидуального обучения решение (особь или её генотип) заменяется новым (обученным) решением в случае, если новое решение имеет большую приспособленность независимо от остальной части популяции. Таким образом, происходит так называемое культурное развитие особи, которое затем передается её потомкам в течение последующих поколений.

В разработанном алгоритме культурная эволюционная составляющая реализуется в ходе решения подзадачи оптимизации любым из двух методов: с помощью метода муравьиных колоний или методом имитации отжига. В ходе культурной эволюции информация о мемах используется для генерации более совершенной в терминах решаемой задачи особи.

Результатом данной работы являются формирование алгоритма нахождения оптимального управления нелинейной дискретной детерминированной системой, создание соответствующего программного обеспечения, реализующего разработанный алгоритм, решение модельных примеров, на которых продемонстрирована эффективность алгоритмов.

Application of the memetic algorithm for finding the optimal program control of discrete deterministic systems

Pismennaya V.A.

MAI, Moscow

The aim of this paper is to develop memetic algorithm and software for solving the problem of finding the optimal program control the nonlinear discrete deterministic system. The algorithm bases on the concept of the meme, which is one of the most promising solutions obtained in the course of the search procedure.

With the increasing need for automated control of any processes solving the problem of finding the optimal control is becoming increasingly important. As practice shows, finding a control analytically is very difficult, so the use of heuristic methods is the most appropriate.

The term “meme” was introduced and defined by R. Dawkins as “the basic unit of cultural transmission, or imitation”.

The term “Memetic Algorithm” was first introduced by P. Moscato as population-based hybrid genetic algorithm coupled with an individual learning procedure capable of performing local refinements. At the moment, the term is widely used as the designation of the evolutionary interactions or other approach based on the concept of population and particular learning of individuals or other local procedure to improve the solution for the problems of the global extremum search. At the stage of particular learning solution (individual or its genotype) is replaced with a new one (learned) solution in the event that the new solution has a larger fitness value independently of the rest of the population. Thus, there is the so-called cultural development of the individual, which is then transmitted to its descendants during next generations.

In the developed algorithm, the cultural evolutionary component is implemented during the solving optimization problem by using the ant colony method or simulated annealing method. During the cultural evolution information about memes is used to generate better in terms of the solving problem individual.

The result of this work are the development of the algorithm for finding the optimal control of nonlinear discrete deterministic system, software that implements the algorithm and solution of model examples, which demonstrate the effectiveness of the algorithm.

Мультимодальная ассоциативная нейронная сеть с контекстно-зависимой адаптацией

Простов Ю.С., Тюменцев Ю.В.
МАИ, г. Москва

Удивительная способность человека, пока слабо реализованная в искусственных системах, – использование временного контекста. Пожалуй, наиболее яркий пример – наша речь. Например, зная контекст беседы, нам часто достаточно услышать половину предложения, чтобы достроить его до конца самим.

Целью данной работы является повышение качества нейросетевого распознавания за счёт использования внутреннего состояния сети в качестве дополнительного источника информации. При этом подразумевается не только устойчивость к помехам и к неполноте данных, но возможность разрешения неоднозначностей – ситуаций, когда одни и те же данные могут с равной вероятностью соответствовать различным образам.

Предлагаемая модель предполагает отсутствие как таковых фаз обучения и распознавания и основана на online-обучении, когда входные данные и распознаются, и используются для обучения (т.е. для адаптации). Но при этом архитектура позволяет использовать обучение с учителем для явного внесения знаний в сеть, когда это необходимо.

В основе работы сети лежит взаимодействие двух различных адаптационных механизмов: структурного и контекстного.

Контекстно-зависимая адаптация подразумевает, что процесс распознавания должен быть основан не только на структурной составляющей сети, представляющей ассоциативные связи между элементами, но и на текущем контексте – активности, отражающей предысторию сети. При этом каждый распознанный образ меняет контекст, т.к. создаёт временную активность в связанных с ним участках сети. В результате с течением времени меняются и вероятности распознавания образов, которые были затронуты такой активностью.

Таким образом, наличие контекстно-зависимого распознавания позволяет повысить его качество. В тоже время контекст является подсказкой и для структурного механизма адаптации, который меняет связи между элементами на основе их статистической взаимосвязи. Подсказка эта заключается в регулировании скорости этих изменений. Например, слишком размытый контекст, т.е. наличие обширных областей активности, должны приводить к более быстрому изменению связей. В результате повторное появление подобной ситуации должно привести к более специфичному отклику в сети и, следовательно, к уменьшению количества возможных неоднозначностей.

В качестве практического применения рассматривается задача распознавания голосовых команд пилота летательного аппарата за счёт использования данных о текущем состоянии самого летательного аппарата.

Multimodal associative neural network with context-dependent adaptation

Prostov Yu.S., Tiumentsev Yu.V.
MAI, Moscow

The human has a lot of amazing abilities which are poorly implemented in artificial systems. One of them is a usage of some temporal context in cognitive processes. Perhaps the most obvious example is our speech. For example, knowing the context of the talk, it is often enough to hear only a part of the sentence to complete it by yourself.

The purpose of this work is to improve the quality of neural network pattern recognition basing on the internal state of the network as an additional information source. This assumes not only the robustness to noise and incompleteness of the data, but the possibility to resolve the ambiguities i.e. situations when the same data are correspond to different situations with equal probabilities.

The proposed model assumes the absence of the learning and recognition phases. It is based on online learning techniques, when the input data are used simultaneously in the recognition and learning (adaptation) processes. However, this architecture allows us to use a supervised learning to add explicit knowledge into the network when it is necessary.

The neural network model is based on the interaction of two different adaptation mechanisms: structural and contextual.

Context-dependent adaptation implies that the recognition process must be based not only on the structural component of the network representing the associative connections between the network elements but also on the current context that is on the network activity reflecting recognition process history. In addition, each recognized pattern changes the context because it creates a temporary activity in related parts of the network. As a result recognition probabilities change permanently for patterns which have been affected by such activity.

Thus the presence of the context-dependent mechanism can improve the recognition quality. At the same time, context affects one of the parameters of the structural adaptation mechanism. Structural adaptation changes the connections between elements in the network according to the statistical correlation between them while the parameter related to the context regulates the speed of these changes. For example, too blurred context, i.e. the presence of extensive areas of activity in the network, should lead to a more rapid

change of the connections. As a result, repetition of such situation must lead to a more specific activity of the network and hence to reduce the number of possible ambiguities.

The problem of voice-activated aircraft control is considered as a practical application while data from on-board systems used as an additional information source. In this case on-board aircraft systems create a context of the recognition process for commands issued by pilot.

**Применение метода случайного поиска с последовательной
редукцией области исследования в задаче нахождения
оптимального программного управления**

Родионова Д.А.
МАИ, г. Москва

Для реализации процедуры итерационного динамического программирования применяется метод случайного поиска глобального условного экстремума с последовательной редукцией области исследования (метод Luus-Jakola). Данный алгоритм используется при решении задачи оптимизации целевой функции, определенной на множестве допустимых решений, и позволяет найти ее условный глобальный минимум на заданном множестве.

При применении данного метода строится последовательность итераций из заданной начальной точки так, что в некоторой окрестности текущей точки с использованием равномерного распределения генерируется определенное количество случайных точек с учетом размеров множества допустимых решений. Среди полученных точек выбирается наилучшая, и из нее процесс продолжается. При этом размер множества поиска сокращается от итерации к итерации вплоть до достижения их заданного числа. Как только заданное число итераций выполнено, завершается «проход». При переходе к следующему проходу размер множества поиска восстанавливается, а далее снова выполняется заданное число итераций. На каждой итерации размеры исследуемой области сокращаются, что обеспечивает сходимость последовательности полученных таким образом приближенных решений к искомой точке глобального экстремума.

При использовании метода Luus-Jakola для решения задачи нахождения оптимального программного управления дискретными системами оптимизируется управление. Целевой функцией является функционал качества управления.

Для решения задачи поиска оптимального программного управления непрерывной системой осуществляется переход к задаче поиска оптимального программного управления дискретной детерминированной системой, а затем строится решение исходной

задачи путем интерполяции значений в узлах сетки. При этом приближенное решение задачи (управление) ищется в виде кусочно-постоянных вектор-функций, поэтому результатом решения является субоптимальное управление.

На основе изложенного алгоритма сформирована программа, реализующая решение задачи нахождения оптимального программного управления дискретными и непрерывными системами с использованием метода Luus-Jakola. Среда разработки Microsoft Visual Studio 2010, язык программирования C#.

Application of random search with systematic reduction in the size of search region to the optimal control problem

Rodionova D.A.

MAI, Moscow

Iterative dynamic programming is implemented by applying random search with systematic reduction in the size of search region optimization method (Luus Jakola optimization procedure). This algorithm is used for global optimization of a performance function on the feasible region and allows finding its global minimum on a given region.

This method involves a sequence of iterations performed from a given initial point, so that in the current point's neighbourhood a certain number of random points is generated using uniform distribution and considering size of the feasible region. Out of these points the one that gives the performance function the minimum value is chosen and the procedure is continued from this point. The size of the search region is reduced on every iteration until the maximum number of iterations is reached. After a given number of iterations is performed a pass is finished. At the beginning of the next pass the region size is restored and then a given number of iterations is repeated again. The size of the search region is reduced on every iteration, providing generated sequence of solutions converges to the desired global extremum point.

When Luus-Jakola optimization procedure is adapted to the solution of the optimal control problem, the control vector is optimized. The performance index is considered as the performance function.

In order to solve the optimal control problem using iterative dynamic programming the continuous-time system model is transformed into a discrete-time system model and then, by interpolating values in grid points, the initial problem solution is found. In this case, the approximate solution (optimal control) has the form of piecewise constant vector functions, so the result is sub-optimal control.

On the basis of the above algorithm a program implementing an application of Luus-Jakola optimization procedure to the solution of optimal control problem for continuous-time and discrete-time system models was

written. The development environment is Microsoft Visual Studio 2010, programming language is C#.

Упрощённый диагностический прибор оценки здоровья и самочувствия человека

Рухлов Н.А., Дроботов В.Б.
МАИ, г. Москва

В повседневной жизни часто приходится пользоваться простейшими медицинскими приборами. Например, мы не мыслим домашнюю аптечку без термометра. Люди более старшего возраста пользуются тонометром, для больных диабетом есть определитель уровня сахара в крови. Список таких повседневных приборов можно продолжать долго. Этот список расширяется, в процессе научно-технического прогресса приборы становятся более точными, простыми, удобными. Однако с развитием науки происходят качественные изменения в медицинской метрологии, появляются принципиально новые приборы для измерения новых характеристик состояния здоровья человека.

В рефлексотерапии в последние 10-20 лет всё более широко применяется метод измерения критической частоты слияния мерцаний (КЧСМ). Это такая частота, при которой стробоскопические мелькания перестают восприниматься зрением человека как чередующиеся вспышки, сливаются в единое свечение источника. Для здоровых людей КЧСМ составляет приблизительно 30- 50 Гц. Показатель КЧСМ очень устойчивый, он изменяется только при каких-то воздействиях на организм. В неврологии это свойство организма человека стали применять для оценки правильности назначенных процедур лечения. Любая процедура-это вмешательство в организм, которое может быть как безвредным, так и негативным. При отрицательном воздействии процедур КЧСМ изменяется, не принимает строго определённого значения. Следовательно, измеряя КЧСМ пациента, врач получает возможность контролировать правильность назначенных процедур лечения или реабилитации. Кратковременно отклонение КЧСМ от установившегося значения – это нормальное явление при любой процедуре, но длительные колебания – это причина для возможной отмены назначенного курса лечения, для перехода к другим процедурам, пусть даже к менее эффективным.

Предлагается упрощённый прибор для определения КЧСМ. Этот прибор может стать повседневным, поступить в розничную продажу аптечных магазинов. Рассматривается несколько вариантов измерителя КЧСМ.

Из сказанного следует, что применение метода на основе измерения КЧСМ требует постоянного слежения за пациентом. В медицине

говорят, что болезнь проще предотвратить, чем лечить. В связи с этим возникает предложение постоянно измерять КЧСМ у тех людей, которые выполняют ответственные задания. Конечно, идеальный случай-это поголовное измерение КЧСМ. Но вполне реально, например, два раза в сутки измерять КЧСМ у пилотов. Если же пилот выполняет много вылетов, или в случае опасных, испытательных полётов, измерять КЧСМ можно чаще, 3-4 раза в сутки. Один-два скачка КЧСМ не могут явиться причиной для отстранения пилотов от работы. Однако при неустановившейся КЧСМ на длительном периоде времени, более одних-двух суток, вполне можно говорить о необходимости временного отстранения пилота для более детального и подробного медицинского обследования, на основе которого принимается окончательное решение.

Simplified diagnostic device evaluation of health and well-being

Rukhlov N.A., Drobotov V.B.

MAI, Moscow

In everyday life, often use very simple medical devices. For example, we do not think the medicine chest without a thermometer. Older people use tonometer, diabetics have the determinant of the level of sugar in the blood. List of that everyday devices is long. This list is expanding in the process of scientific and technological progress. Instruments become more accurate, simple, comfortable. However, with the development of science for qualitative changes in the medical metrology, there are entirely new instruments for measuring the characteristics of the new state of health.

In reflexology in the last 10-20 years, more and more widely used method for measuring critical flicker fusion frequency (CFFF). This is the frequency at which the strobe flashing cease to be human vision as alternating flashes, merge into a single illumination source. For healthy people CFFF is approximately 30 - 50 Hz. Index CFFF very stable, it only changes when some effects on the body. In neurology the property of the human body are used to assess the appropriateness of assigned treatment procedures. Any procedure is interference in the body, which may be harmless as well as negative. With a negative impact procedures CFFF change does not take a well-defined value. Therefore, by measuring the CFFF patient, the physician is able to control the accuracy of assigned treatment or rehabilitation procedures. Short-term deviation from the steady-state value CFFF - this is normal in any procedure , but long-term fluctuations - this is the reason for the possible cancellation of the assigned treatment , to go to other procedures, even to the least.

A simplified device for determining the CFFF. This device can be a casual, retail sale of pharmacy stores. We consider several variants of the meter CFFF.

It follows that the application of the method by measuring the CFFF requires constant monitoring of the patient. In medicine, said that the disease is easier to prevent than to cure. In this connection there is a proposal continuously measure CFFF those people who perform responsible tasks. Of course, the ideal situation is across- dimension CFFF. But it is real, for example, two times a day to measure the CFFF for pilots. If the pilot does a lot of missions, or in the case of dangerous, flight test, measure CFFF can often 3-4 times a day. One of two jumps of CFFF can be the reason for the dismissal of pilots from work. However, the transient CFFF for a long period of time, more than one or two days , it is possible to speak about the need of suspension pilot for more details and a detailed medical examination, on the basis of which a final decision.

**Подсистема моделирования экспертной системы контроля
и мониторинга состояния космического летательного аппарата**

Быстров Л.Г., Говоренко Г.С., Сафронов В.В., Тетерин Д.П.

КБ Электроприбор, г. Саратов

Цель: разработка методов, вычислительных алгоритмов и машинных программ, позволяющих с высокой скоростью и достаточной точностью выполнять восстановление однородных и конструирование неоднородных линейных стационарных систем, описывающих динамику космического летательного аппарата (КЛА), по их наперед заданному свободному либо полному движениям.

Рассматриваются три задачи, для каждой из которой известно поведение КЛА, которое характеризуется упорядоченным набором функций в форме квазимногочленов:

1. Требуется построить математическую модель КЛА в форме Коши. Поставленная задача заключается в отыскании матрицы системы и является обратной по отношению к задаче отыскания состояния свободного движения.

Для ее решения разработан резольвентный метод, сформулированы условия разрешимости. Указанный метод, с учетом особенностей, применяется и для решения двух других задач.

2. Требуется построить расширенную математическую модель КЛА в форме Коши. Задача заключается в отыскании, как матрицы системы, так и матриц вывода и начальных условий, причем размерности матриц системы и вывода в общем случае могут не совпадать. Получены строгие выражения для вычисления матрицы вывода. Раскрыта методика генерирования множества матриц системы. Сформирована совокупность критериев, характеризующих матрицы. С использованием метода «жесткого» ранжирования осуществлено построение кортежа

Парето, выбрана наилучшая по принятому множеству критериев матрица системы.

3. Требуется построить нормальную неоднородную систему уравнений в форме Коши. Задача сводится к конструированию четырех матриц: системы, вывода, начальных условий, возмущений. Предложен метод, позволяющий учитывать: различные размерности матриц; условия, при которых часть матриц известна, а остальные подлежат определению.

Разработаны два алгоритма, которые учитывают соотношение между порядком характеристического полинома и числом регулируемых координат.

Осуществлен контроль решения рассматриваемых задач. Разработаны метод, в основе которого лежат алгоритмы вычисления матрицы Вронского, не требующие выполнения операции дифференцирования, и алгоритм построения этой матрицы на экспоненциально-степенном базисе.

Метод имеет самостоятельное значение для исследования динамики систем автоматического управления КЛА.

The simulation subsystem of expert system for state of spaceship control and monitoring

Bystrov L.G., Govorenko G.S., Safronov V.V., Teterin D.P.
JSC "KB Electropribor", Saratov

Object: working up methods, computing algorithms and computer programs to do high-speed recovery with adequate accuracy of a homogeneous stationary systems as well as to designing a heterogeneous linear stationary systems which are describes the spaceship dynamics under a prescribed in advance free motion or general motion.

Each of the concerned three problems has known behavior of spaceship which has the quasipolynomial-like ordered functions set as the characteristic:

1. It is necessary to develop the spaceship's simulator in a Cauchy's form. The substance of this problem is the system's arraying and it is the inverse problem with respect to the free motion's state finding problem.

The resolvent method has been developed to solve this problem and the solvability conditions has been laid down. This method adjusts to solve another two problems taking into account their particular features.

2. It is necessary to construct the expanded spaceship's simulator in a Cauchy's form. The substance of this problem is both the system's arraying and the derivation matrix and the initial conditions matrix finding, at that in general case the system matrix' dimension may not be the same with the derivation matrix' dimension. The strict expressions for evaluation of the

derivation matrix has been received. The system's matrix set generation method has been exposed. The block of criteria to matrix characterization has been formed. The Pareto sequence has been constructed using the "hard" ranking method, by the assumed criteria set the best matrix has been picked out for system.

3. It is necessary to construct the normal heterogeneous equations set in a Cauchy's form. This problem is turning into a four matrices construction: system's matrix, derivation matrix, initial conditions matrix and perturbation matrix. The method which permit to consider a difference of matrix dimensions and conditions when some of matrices are known, but the rest of matrices is to be made define.

To consider the betweenness relation of the characteristic polynomial's order and the adjustable position data's count the two algorithms has been worked up.

The concerned problems' solutions has been checked. To do this the ad hoc method has been worked up. This method is based on the algorithms of Vronsky matrix calculate without doing differentiation and on the algorithm of this matrix construction on exponentially-power basis.

This method independent means for operational analysis of spaceship's automatic control systems.

Исследование квантовой модели аэродромного воздушного пространства в терминах макрохарактеристик

Филонов П.В., Филонова А.А.

МГТУГА, Москва

Применение аппарата математического моделирования хорошо зарекомендовало себя при исследовании широкого круга задач в сфере организации воздушного движения (ОРВД). Одной из актуальных проблем данной предметной области является оценка величины пропускной способности аэродрома - максимально возможного числа операций взлёт/посадка, выполняемых в единицу времени. ИКАО рекомендует в качестве наиболее приемлемой меры пропускной способности рассматривать количество ВС, обслуживаемых в час.

Критический обзор моделей, включающих в себя решение данной задачи, показывает, что в существующих подходах обычно не учитывается весь спектр требований по соблюдению безопасности полётов, в частности, нормы бокового эшелонирования воздушных судов (ВС) на пересекающихся и параллельных воздушных трассах (ВТ) внутри аэродромной воздушной зоны.

Данная работа развивает подход, основанный на принципе пространственно-временной дискретизации (квантовании) исследуемого процесса. Это позволяет учесть ограничения, накладываемые нормами

безопасности при боковом эшелонировании ВС, при расчете пропускной способности аэропорта. Предлагаемый аналитический расчет зависимости искомой величины от топологии ВТ происходит в терминах макрохарактеристик, что позволяет значительно уменьшить размерность задачи. Одной из этих характеристик является «сложность» топологии - система ограничений, накладываемых нормами бокового эшелонирования при пересечении двух ВТ, которая может быть выражена в виде скалярного параметра. В работе исследуется влияние данной величины на пропускную способность аэродрома. В качестве второй макрохарактеристики предложено использовать «числа заполнения», которые вводятся по аналогии с квантовой механикой и представляют собой количество ВС, которые могут находиться в воздушной зоне аэродрома, не создавая при этом конфликтных ситуаций.

Эволюция воздушной обстановки описывается с помощью аппарата марковских процессов в дискретном пространстве состояний. Система гипотез позволяет выразить условные вероятности переходов между состояниями случайного процесса в аналитическом виде. На основе стационарного решения приводится оценка пропускной способности аэродрома и исследуется ее зависимость от «сложности» топологии ВТ.

Quantum model of the airport airspace analysis in macro-characteristics terms

Filonov P.V., Filonova A.A.
MSTUCA, Moscow

Mathematical modeling is acknowledged method by analyzing the wide range of problems in the air traffic control purview. One of the actual problems in this scope is an estimation of the maximum throughput capacity (MTC) of the airport that can be expressed as an ultimate count of movements that can be performed on the runway system per a time unit in the presence of continuous demand. ICAO recommends using one hour as a most suitable time unit.

The critical overview of the models that includes the solving of the mentioned problem demonstrates that they are not able to consider the whole range of factors, which exert one's influence on the MTC value, in particular lateral separation minima for the aircrafts following the same route or moving crossing tracks in the airport area.

This research expands the approach based on the space-temporal sampling (quantization) of the investigating process. This allows take in consideration the restrictions imposed by lateral separation minima by the estimation of MTC value. The offered analytical calculation of the saturation capacity value in dependence of the topology of SID/STAR takes place in terms of macro-

characteristics that significantly reduce the dimension of the problem. One of these characteristics is topology “complexity” - the system of constraints imposed by separation minima on SID/STAR intersection. These characteristics could be expressed as scalar value. This paper investigates the impact of this value on MTC of the airport. As a second macro-characteristic is proposed to use the occupation numbers which are defined by analogy with quantum mechanics and represents the quantity of aircrafts which may be in the airport airspace without creating conflicts.

The evolution of air situation is described with Markov processes in discrete state space. The system of hypotheses allows us to express conditional probabilities of transitions between states of stochastic process in analytical form. An assessment for MTC of the airport and study its dependence from topology “complexity” provide on the basis of steady-state solutions.

О единственности оптимального линейного регулятора в задаче синтеза для линейных стохастических систем при неполной информации о состоянии

Хрусталеv М.М., Халина А.С.
ИМАШ РАН, МАИ, г. Москва

Рассматривается линейная стохастическая система, описываемая уравнением Ито, с квадратичным критерием, характеризующим средние затраты величины, определяющей оптимальность процесса (топлива, энергии), в единицу времени. Предполагается, что измерению доступен не весь вектор состояния. Такая ситуация характерна для управляемых технических систем. Каждому составу доступных измерению компонент вектора состояния будет соответствовать своя оптимальная стратегия управления, зависящая от характеристик возмущений.

В предыдущих работах были получены необходимые условия оптимальности линейного регулятора в поставленной задаче. Было показано, что при невырожденной матрице ковариаций предельной плотности распределения существует единственное решение. Новые необходимые условия справедливы и в случае вырожденной ковариационной матрицы. Однако в этом случае возникает вопрос о единственности решения.

Введено новое понятие вполне возмущаемости системы, которое позволило исследовать этот вопрос. Определены необходимые и достаточные условия наличия свойства вполне возмущаемости. Из их доказательства видно, что свойство вполне возмущаемости эквивалентно свойству вполне управляемости при замене возмущения на управление. Поэтому все соотношения, справедливые для случая

вполне управляемости, справедливы и для случая вполне возмущаемости системы.

Для систем, не являющихся вполне возмущаемыми, было получено условие, при котором экстремальная стабилизирующая стратегия, обеспечивающая оптимальность критерия, будет не единственной.

The uniqueness of the optimal linear regulator in the synthesis problem of linear stochastic systems with incomplete state information

Khrustalev M.M., Khalina A.S.
IMASH RAN, MAI, Moscow

It is considered linear stochastic system, described by Ito, with quadratic criterion for characterizing the average cost value defining the optimal process (fuel, energy) per unit time. It is assumed that whole state vector is not available for the measurement. This case is typical for managed technical systems. For each composition of available measurement component of the state vector will be matched its optimal management strategy, which depends on the characteristics of disturbances.

In previous works necessary conditions for optimality of a linear controller in the task were given. It has been shown that the non-singular covariance matrix of the limiting density distribution has a unique solution. Obtained as the necessary conditions are also valid in the case of singular covariance matrix. However, in this case, the question of the uniqueness of solutions is arose.

It is introduced a new concept of system quite storminess, which allowed to investigate the matter. The necessary and sufficient conditions for the properties of quite storminess were defined. According to evidence, it's seen that the quite storminess property is completely equivalent to the quite control property by replacing disturbances on the control. Therefore, all of the relations that are valid for the case is completely controllable, valid for the case quite storminess system.

For systems that are not quite storminess, it was received a condition, in which an extreme stabilized strategy, ensuring optimality criterion is, not the only one.

Математическое моделирование цилиндрического инфракрасного нагревателя с экраном

Юдаков С.В.
ГосМКБ «Вымпел», г. Москва

Одной из важных проблем наземных испытаний авиационного вооружения является воспроизведение теплового режима совместного и автономного полета изделия. В настоящее время при проведении теплопрочностных испытаний наиболее широко распространение

получил метод нагревания малоинерционными инфракрасными излучателями с использованием кварцевых галогенных ламп. При этом физика процесса теплообмена между реальными условиями и испытаниями значительно различается: в реальном полете преобладает конвективный теплообмен, в наземных испытаниях – лучистый. Из-за этого выбранный метод нагрева не позволяет полностью воспроизвести распределение теплового потока вдоль поверхности изделия. Поэтому при создании инфракрасных нагревателей ведется поиск оптимальных конструкций, благодаря которым можно нагреть испытываемое изделие до необходимых температур без существенного перегрева отдельных зон.

Интенсивное развитие информационных технологий позволяет выйти на новый уровень проектирования испытательных установок для аэродинамического нагрева. В настоящей работе в среде MatLab на примере процесса теплообмена в системе «нагреватель-изделие» рассматривается методика математического моделирования. Для цилиндрического изделия с известной геометрией и теплофизическими свойствами производится моделирование процесса нагрева под воздействием лучистого теплового потока от нагревателя, с учетом: многократного отражения от испытываемой поверхности и экрана, а также взаимной облученности конструкции и экрана. По результатам моделирования можно соотнести созданное нагревателем температурное поле с эталонным, полученным на основании теплового расчета процесса аэродинамического нагрева.

Данная математическая модель позволяет вести поиск «оптимального» распределения температурного поля путем варьирования различных конструктивных параметров нагревателя, таких как: число ламп, расстояние от ламп до поверхности изделия, расстояние до экрана, материала экрана и вида его обработки (коэффициент отражения).

Mathematic simulation of tubular shielded infrared heater

Yudakov S.V.

GosMKB «Vympel» im. I.I. Toropova, Moscow

One of the major problems of aircraft weapon ground tests is reproduction of thermal conditions of the product's joint and individual flight. Currently, the most wide-spread method in heat resistance tests is heating with fast-response infrared emitters using quartz halogen lamps. It should be noted that the heat exchange physics of actual flight conditions and test conditions differs significantly, that is convective heat exchange during actual flights and radiant heat exchange during test flights. Thus, the chosen heating method does not allow to fully simulate heat flow spreading along the product's

surface. So manufacturers of infrared heaters are trying to create an optimal design, which would allow heating the tested product up to the required temperature without any significant overheat of particular areas.

Intensive development of IT provides a new level of test devices for aerodynamic heating. This paper considers mathematic simulation method in the MatLab exemplified by heat exchange process within the “heater-product” system. A heating process with a radiant thermal stream from the heater is simulated for an object with an acquainted geometry and thermo-physical properties, considering interreflection from the tested surface and the shield, as well as the mutual irradiance of the structure and the shield. The simulation results allow to relate the temperature pattern created by the heater with the reference one obtained based on the aerodynamic heating thermal analysis.

This mathematical model allows seeking an “optimal” temperature pattern by varying different design factors of the heater, such as the number of lamps, distance from the lamps to the product’s surface, shield’s distance, shield’s material and its processing type (its reflection index).

Алфавитный указатель

Index

Abashev V.M.	314, 428	Belobzhesky L.A.	513
Abgaryan V.K.	324	Belyaev A.N.	25, 100
Abramchuk T.V.	370	Berdiev O.Sh.	27, 216
Afonina O.A.	546	Berezhetskaya N.K.	353
Agafonov I.V.	154	Besschetnov V.A.	433
Agafonov K.V.	156	Bobe L.S.	162, 199
Agapov R.V.	80	Bochagov A.M.	80
Akhmatyanova A.A.	21	Bogachev N.N.	441
Akhmetov R.N.	160	Bogachyova D.U.	282
Akimov D.A.	10	Bogatyy A.V.	362
Aksenov S.A. ...	191, 231, 242, 262	Bogdanov V.I.	284
Aldonin F.I.	278	Boldina I.A.	528
Aleksushin S.V.	15	Borisov D.M.	203
Alexandrov A.A.	12	Borisov M.V.	29
Alexandrov E.S.	14	Borovik I.N.	282, 397
Aliyeva, E.V.	17	Borovkova O.S.	284
Alymov S.I.	158	Boyarsky G.G.	170
Andrianov S.A.	590	Brekhov O.M.	459
Androschuk E.N.	19	Bronnikova E.S.	234
Anshakov G.P.	160	Bruno Meyer	274
Arakcheev D.V.	162	Bulanov S.V.	172
Aslanov T.G.	439	Bulatov A.I.	370
Astafiev V.B.	199	Buraimah I.J.	287
Atorozh A.D.	160	Burko M.L.	530
Avdeev A.V.	276	Burnyashev S.A.	532
Azarov A.V.	186	Burov M.N.	320
Balashov V.V.	429	Burova Yu.A.	289
Baldin A.A.	527	Busurin V.I.	481
Balich E.V.	23	Butenko A.E.	174
Balik V.M.	175	Butko O.A.	80
Barakos G.	36, 116	Bychkov M.M.	467
Baryshov D.P.	166, 213	Bykov I.V.	523
Basckakov A.I.	522	Byrdina A.A.	85
Bashkirev A.V.	592	Bystrov L.G.	625
Bazhin S.V.	416	Cetek C.	7
Belayev E.N.	280, 291	Chayka R.V.	268
Belobzheskiy L.A.	518	Chekryshova I.E.	406, 418

Cherkasova M.V.	421	Erofeev E.V.	49
Chernobrovov A.I.	44	Erokhina O.S.	174
Chernomorskiy A.I.	29	Evtushenko N.N.	184
Chernousov A.D.	423	Ezhov V.M.	85
Cherny I.A.	318	Farkhodzoda M.F.	582
Chertov E.A.	424	Farkhodzoda S.F.	582
Chigrinets E.G.	134	Farmakovskaya A.A.	382
Chinchan L.V.	136	Favstova L.A.	406, 418
Chumachenko E.N.	260	Fedorenko A.N.	260
Chumakov D.M.	587	Fedorenko J.V.	262
D'yakonov G.A.	336, 362	Fedorov V.A.	408
Dadashev M.S.	452	Fedotenkov G.V.	410
Danilenko P.A.	298, 390	Feili D.	396
Danilin A.N.	399	Filippov G.S.	412
Danilov A.M.	454	Filippov I.E.	499
David W. Dunham	262	Filonov P.V.	627
Davydov A.D.	552	Filonova A.A.	627
Degtiarev S.A.	328, 386	Firsyuk S.O.	206
Denisenko D.V.	455	Flek M.B.	107, 134
Denisenko Y.P.	27, 234	Fominykh G.A.	499
Dobrozhansky A.P.	457	Fomkin A.B.	584
Dolzhikov N.B.	42	Freylehman S.A.	265
Donyukov I.A.	78, 126	Frumkin D.A.	414
Dragun D.K.	158, 172	Gabdullin F.F.	323
Drobotov V.B.	623	Galashin M.E.	452
Dubensky A.A.	300	Galkevich I.A.	533
Dunham D.U.	191	Gansburg M.F.	312
Dunham D.W.	231	Garibyan A.B.	293
Duong Duc Ha	465	Garibyan B.A.	414
Dymarchuk A.V.	44	Garipova L.I.	36
Dzardanova S.V.	537	Gasanov E.O.	446
Dzhafarova F.F.	582	Gaskarov A.V.	416
Efimov E.N.	595	Gavrilov L.I.	208
Efremova E.V.	191	Gazutdinov D.I.	34
Egorchev M.V.	47	Gerega A.S.	294
Egorov A.V.	186	Gerko S.A.	448
Egorov O.V.	188	German O.A.	523
Egorov V.N.	226	Gigolo A.I.	483
Egorov Yu.G.	206	Glebov I.V.	180
Elistratov A.A.	80	Gnesin E.M.	291
Elnikov R.V.	190	Golikova A.	38
Eremin A.G.	339	Golubev M.	394

Golubev, S.I.	535	Kasumov E.V.	63
Gorbunova A.A.	450	Kazhan E.V.	75
Govorenko G.S.	625	Kazin V.V.	471, 485
Grigoriev S.K.	160	Kengne Fotso Mark Flaubert	65
Grishchenko S.V.	40, 218	Khabarovsiy N.N.	180
Gromov A.N.	404	Khairulin V.T.	388
Gruzdev A.I.	431	Khairullun V.T.	416
Guclu O.E.	7	Khakhulin G.F.	122
Gusarov A.O.	236	Khaletsky L.V.	70
Gusein-zade N.G.	441	Khalina A.S.	629
Hakimov R.Z.	370	Khartov S.A.	318, 364, 396
hestakova E.S.	270	Khartov S.A.	429
Hmelevy V.V.	528	Khasanov S.I.	499
Holste K.	396	Khmelevska T.A.	124
Homin T.M.	341	Khomaykov A.M.	338, 351
Homovsky Y.N.	314	Khramov M.A.	132
Horst Loeb.	421	Khromova I.V.	184
Ignatenko A.V.	467	Khrustalev M.M.	629
Igumnova A.S.	310	Khrustalev M.M.	336
Il'chuk P.A.	468	Khryashikov M.S.	370
Irz M.B.	312	Kikot N.V.	330
Isaev V.V.	56	Kiktef S.I.	314
Ivahnov R.S.	54	Kim V.	349
Ivanov M.A.	475	Kirianov I.A.	477
Ivanov M.K.	149	Kirichenko N.V.	546
Ivanova V.I.	195	Kirilin A.N.	160
Ivanyukhin A.V.	196	Kirillov K.Y.	475
Ivchin V.A.	109	Kirov A.M.	544
Izmailova N.F.	294	Kiselyov V.O.	478
Jashenko B.J.	412	Klimenko A.V.	479
Kachalov S.V.	320	Knyaz V.V.	481
Kalinchak V.V.	372	Kogelin I.V.	203
Kapitsa A.A.	199	Kolbaya T.Ch.	278
Kapustin A.G.	58	Kondrat'eva S.G.	483
Karepin P.A.	607	Kondratenko V.S.	141
Karimova F.F.	372	Kondrat'eva S.G.	463
Karnauhov N.S.	473	Kononova E. Yu.	345
Karpov F.V.	358	Konstantinov M.S.	257
Karpuhin F.V.	60	Kordover K.A.	479
Karpunina D.O.	596	Korevanov S.V.	471, 485
Kartukov A.V.	61, 95, 103	Korobkin N.A.	320, 332
Kartukov I.A.	61	Korolyov V.S.	113

Korshun V.E.	341	Lipatov A.	394
Korsun A.	394	Lisitsyn A.N.	332
Korsun A.G.	323, 401	Lisovskaya T.V.	452
Koshcheev A.B.	81	Litvinov N.N.	80
Kostin I.A.	598	Lizyakina N.A.	552
Kovalenko A.I.	201	Ljashenko A.I.	428
Kovalev L.K.	300	Lobanov I.E.	334, 366, 374
Kovalyov V.I.	316	Lubinskaya N.V.	336
Kozhevnikov V.V.	318	Lun'kov A.O.	211
Krasnoshtanov V.A.	546	Lyashenko A.I.	314
Kraynov A.M.	236	Lysenkov A.V.	75
Kruglov K.I.	324	Makarov I.V.	338, 351
Krundaeva A.N.	326	Makarov V.	394
Krylov S.G.	316	Makovskiy S.V.	147
Kryukova V.I.	68	Maksimenko D.V.	339
Ksenofontova L.N.	289	Malakhov D.V.	423
Kudryavtsev A.V.	343	Malkin A.A.	454
Kudryavtseva I.A.	104	Mansurov V.S.	341
Kulagina T.P.	590	Markianov F.V.	341
Kulakova R.D.	175	Markin N.	118
Kulikovskiy K.V.	72	Markin N.N.	10, 65, 68
Kulkov E.M.	206	Markov N.A.	216, 523
Kulkov V.M.	236	Marsavina V.A.	40, 218
Kuprin I.L.	552	Mashеров P.E.	343
Kurkin I.I.	489	Mashukov E.V.	72
Kurliandskaia V.V.	73	Maslov Yu.V.	78, 126
Kurmazenko E.A.	180, 208, 240	Matcepara A.M.	80
Kursakov I.A.	75	Mazlumyan G.S.	213
Kusyumov A.N.	36	Medvedsky A.L.	410
Kutakov M.N.	328, 386	Melnik I.I.	345
Kuzmina L.K.	600	Melnikov V.M.	347
Kuznetsov E.B.	602	Merentsov D.S.	224
Kuznetsov I.P.	70	Merkishin G.V.	61, 95, 103
Kuznetsova A.Yu.	548	Merkov A.Yu.	489
Latysheva V.V.	550	Merkur'ev D.V.	349
Lazarev Yu.S.	210	Metelnikov A.A.	338, 351
Laznikov N.M.	562	Mikhailova I.B.	134
Lebedev M.V.	330	Mikhailova O.V.	120
Leonardo Bartolomeo do		Mikielewicz D.	273
Nassimento	280	Min Thein	257
Leonov S.S.	602	Minaev I.M.	441
Leontiev M.K.	328	Mingazhev A.D.	294

Minin O.P.	81	Orlova A.D.	93
Mishchenko V. Yu.	126	Orlovskaya N.M.	612
Mishchenko V. Yu.	78	Orlovskaya S.G.	372
Mnukhin A.V.	83	Ovchinnikova E.V.	483
Mogulkin A.I.	408, 429	Pakhov V.V.	116
Mokrousova E.I.	554	Panovskiy V.N.	614
Molodnikov A.V.	605	Parafes S.G.	201
Molokanov A.A.	85	Paramonov N.V.	334, 366, 374
Molotkov V.Yu.	312	Park Yongin.	360
Morugin P.A.	491	Parshin A.A.	70
Moryakov I.V.	353	Pastukhov A.A.	316
Mozgovoy V.M.	234	Paszkowski A.V.	560
Mueller A.	396	Pekov A.P.	370
Musatov R.V.	226	Pereslegin L.A.	493
Myasnikov D.V.	608	Pesterev A.A.	494
Mynkin V.A.	228	Petenev E.K.	499
Myshelov E.P.	607	Petrokovsky S.A.	226
Nalivayko N.I.	556	Petrov A.I.	376
Namazova A.B.	88	Petrov A.V.	95
Nechaev I.L.	362	Petrov I.A.	496
Nemtyreva I.A.	358	Petukhov A.V.	497
Nesterenko V.G.	360, 384	Pichulin V.S.	114
Nigmatzyanov V.V.	364	Pismennaya V.A.	617
Nikiforov V.A.	109	Podoprosvetov E.N.	81
Nikolaenko V.S.	412	Poluboyarinov A.V.	493
Nikolaeva Yu.A.	231	Popov A.N.	562
Nizovitin A.A.	334, 366, 374	Popov G.A.	362
Njenge B.K.	356	Popova A.I.	98
Novikov D.Yu.	289, 368	Porshnev V.A.	378
Novikov E.A.	91	Posadov V.V.	380
Novikov Yu.I.	610	Potapenko I.V.	564
Novosel'tseva O.A.	556	Pravidlo M.N.	25, 100, 228
Nugumanov A.D.	370	Proshkin V.Ju.	208, 240
Nurullaev E.D.	232	Prostov Yu.S.	619
Obukhov V.A.	343, 408	Prosvirina N.V.	566
Ogloblina I.S.	341	Prudnikov I.L.	103
Ognev Y.F.	27, 234	Pushkin K.V.	382
Okorokova N.S.	382	Puzino Y.A.	242
Omair Alhatim	7	Rabby V.A.	343
Opryshko U.V.	558	Rakov V.V.	162
Orlov D.V.	236	Raupov M.A.	568
Orlov R.	394	Raznoschkov V.V.	85

Remizov A.E.	380	Shimkin P.E.	522
Rodionova D.A.	621	Shipilov P.A.	145
Roditelev V.I.	384	Shipitko I.A.	216, 523
Romanenko N.E.	499	Shirokov I.N.	428
Romanov S.Yu.	180	Shiryayeva M.Yu.	120
Romanov V.	548	Shitov V.Y.	70
Romashin Y.S.	386	Shkoropado M.S.	372
Rozhkov G.V.	523	Shlygin A.V.	429
Roztdestvenska N.V.	124	Shmachilin P.A.	463
Rubtsov Y.B.	139	Shmotin Y.N.	326
Rukhlov N.A.	623	Shramko K.K.	147
Rusakov A.V.	341	Shulov V.A.	404
Russkikh S.V.	245	Shurygin P.K.	431
Ryabkin A.M.	180	Shuvalov V.A.	63
Rybakov K.A.	610	Shved Yu.V.	426
Rybakov K.A.	592	Shvyrev A.A.	416
Safronov V.V.	625	Sibirsky V.V.	134
Samochenko I.G.	107	Sidorenko Ye.K.	349
Samokhin I.A.	105	Siemenikhin K.V.	608
Samokhvalov N.Yu.	388, 416	Silaev B.M.	298, 390
Samsonov K.Yu.	109	Simonov E.L.	392
Sanko A.A.	473	Sinelnikov V.	394
Sapronova E.A.	501	Sinitin N.V.	25
Sapunkov Ya.G.	605	Sipatov A.M.	370
Saynukov A.S.	104	Sitnikov S.A.	364
Schippers S.	396	Sizanov A.V.	268
Semenikhin S.A.	336	Sizov A.	394
Semenkin A.V.	401	Sizov A.A.	341
Semenov V.A.	364	Skakun I.O.	247
Semenova S.S.	571	Sklar E.F.	162
Sergeev S.F.	111	Skryabin A.V.	113
Sergeichev K.F.	441	Skvortsova N.N.	423
Serkin F.B.	505	Slivko S.A.	249
Sevruk S.D.	382	Slusar B.N.	139
Sharipova T.I.	520	Smirnov A.A.	318
Shevchenko G.Y.	141	Smirnov M.A.	590
Shevchuk A.V.	93	Smirnov P.E.	318
Shevgunov T.Y.	595	Smirnova G.A.	114
Shevtsov D.A.	129	Smirnova M.E.	396
Shevtsov S.N.	107, 139	Smirnova S.I.	116
Shevtsova V.S.	136	Sokolova A.A.	573
Shibanov V.Y.	143	Solodukhin A.E.	401

Soloviev A.N.	136	Tsarev E.K.	120
Solovyev I.V.	252	Tsy-pin I.B.	457
Sova A.N.	156, 158, 172, 188, 268	Turchenko I.S.	129
Spirin G.G.	293, 414	Turkin I.K.	154
Srednikh V.P.	216	Tuzikov S.A.	206, 236
Stankevich A.M.	507, 509	Tverdokhlebova E.	394
Starchenko A.E.	254	Tverdokhlebova E.M.	341, 401
Stepanenko V.A.	575	Uhov K.A.	580
Stepanov R.P.	116	Usovik I.V.	259
Stepanov S.V.	345	Varochko A.G.	188
Stepanova A.B.	576	Vedenkov K.V.	175
Stratilatov N.R.	160	Vilchevskaya P.M.	478
Strokach E.A.	360, 397	Vinogradov S.S.	32
Stukov V.	118	Voinova V.V.	435
Sudakov V.A.	511	Vorobiev A.G.	280, 291
Suhanova L.N.	544	Voronin A.Y.	113
Sukhanova L.N.	568	Vraschenkova E.V.	203
Sultanov F.F.	578	Waldemar Gaertner	274
Sumarokov A.V.	254	Wunna Kyaw Kyaw	444
Suvorova E.V.	382	Yakovkin V.M.	433
Suvorova O.A.	509	Yanovskiy L.C.	85
Suzdaltsev A.P.	511	Yarkin A.N.	435
Sysolyatin E.K.	513	Yatsenko A.S.	149
Szymanski P.	273	Yudakov S.V.	630
Taktakishvili M.I.	353	Zagornyan S.S.	305
Tarasov S.S.	399	Zaikovskii V.N.	307
Tarasov V.A.	518	Zakharenkov L.E.	401
Tarasova M.A.	255	Zakhariev I.Yu.	193
Tatarsy B.G.	468	Zakharyashchev A.Ya.	216
Teplov Y.A.	528	Zakirov S.I.	460
Terentev V.M.	120	Zamchin V.A.	136
Teryaev D.A.	404	Zamkovoij A.A.	539, 560
Teterin D.P.	625	Zaplatkin Yu.Yu.	111
Than Hlaing Myint	516	Zaretsky B.F.	208
Tikhonov A.I.	554, 566	Zayats O.V.	309
Tikhonov A.S.	388, 416	Zaytsev G.V.	457
Titov U.P.	122	Zaytsev V.V.	51
Tiumentsev Yu.V.	47, 619	Zemlyanny E.S.	52
Toiskin G.N.	124	Zhdanov A.A.	454
Tretiyakova O.N.	98, 598	Zhdanov P.A.	459
Tretiyakova O.N.	141	Zheleznyakov A.G.	180
Triadsky N.N.	78, 126	Zherekhov V.V.	116

Zhilyaev I.V.	124	Баракос Дж.	35, 115
Zhivotov N.P.	314	Барышов Д.П.	165, 212
Zolotov A.A.	232	Баскаков А.И.	521
Zueva T.I.	93, 537, 541, 556, 571, 576, 580	Батурин О.В.	295
Zvyagintzeva I.I.	541	Башкирев А.В.	591
Zykov L.S.	463	Беложецкий Л.А.	512, 517
Akhmetzhanov R.V.	278	Беляев А.Н.	24, 99
Абашев В.М.	301, 313, 427	Беляев Е.Н.	279, 290
Абгарян В.К.	323, 420	Бердиев О.Ш.	26, 215
Абрамчук Т.В.	369	Бережецкая Н.К.	352
Авдеев А.В.	275	Бессчетнов В.А.	432
Агапов Р.В.	79	Бобе Л.С.	161, 198
Агафонов И.В.	153	Богатый А.В.	361
Агафонов К.В.	155	Богачев Н.Н.	440
Азаров А.В.	185	Богачева Д.Ю.	281
Акимов Д.А.	9	Богданов В.И.	283
Аксенов С.А. ...	190, 229, 241, 261	Болдина И.А.	528
Алдонин Ф.И.	277	Борисов Д.М.	202
Александров А.А.	11	Борисов М.В.	28
Александров Е.С.	13	Борисов Р.Б.	167
Алексушин С.В.	15	Боровик И.Н.	281, 397
Алиева Е.В.	16	Боровкова О.С.	283
Алифанов О.М.	229	Бочагов А.М.	79
Алымов С.И.	157	Брехов О.М.	458
Андрианов С.А.	589	Бронникова Е.С.	233
Андрощук Е.Н.	17	Бруно Майер ...	274
Аншаков Г.П.	159	Будник С.А.	229
Аракчеев Д.В.	161	Бужилов А.Л.	285
Асланов Т.Г.	438	Буланов С.В.	171
Астафьев В.Б.	198	Булатов А.И.	369
Афоница О.А.	545	Бураймах И.Д.	286
Ахматянова А.А.	20	Бурко М.Л.	529
Ахметжанов Р.В.	277, 420	Бурняшев С.А.	531
Ахметов Р.Н.	159	Буров М.Н.	319
Бажин С.В.	415	Бурова Ю.А.	288
Байрамов К.Р.	162	Бусурин В.И.	480
Байрамов Р.К.	162	Бутенко А.Э.	173
Балашов В.В.	428	Бутко О.А.	79
Балдин А.А.	526	Бухтояров И.И.	30
Балич Е.В.	22	Быков И.В.	522
Балык В.М.	174	Бырдина А.А.	84
		Быстров Л.Г.	624

Бычков М.М.	466	Громов А.Н.	403
Вальдемар Гэртнер	274	Груздев А.И.	430
Варочко А.Г.	187	Гусаров А.О.	235
Васильева Т.Ю.	442	Гусейн-заде Н.Г.	440
Вашенкова Е.В.	202	Гусейнов А.Б.	89
Веденков К.В.	174	Давыдов А.Д.	551
Вергун Л.Ю.	371	Давыдов П.А.	181
Весков Е.В.	176	Дадашев М.С.	451
Вильчевская П.М.	478	Даниленко П.А.	296, 389
Виноградов С.С.	31	Данилин А.Н.	398
Вицукаев А.В.	502	Данилов А.М.	453
Воинова В.В.	434	Данхем Д.У.	190
Воробьев А.Г.	279, 290	Данхэм Д.У.	229, 261
Воронин А.Ю.	112	Дарнопых В.В.	182
Ву Ба Зуи	178	Дегтярев С.А.	327, 385
Вунна Джо Джо	443	Демченко А.Г.	593
Габдуллин Ф.Ф.	322	Денисенко Д.В.	454
Гаврилов Л.И.	207	Денисенко Ю.П.	26, 233
Газутдинов Д.И.	33	Дергачев А.А.	250
Галашин М.Е.	451	Джафарова Ф.Ф.	581
Галькевич И.А.	532	Дзарданова С.В.	536
Ганзбург М.Ф.	311	Доброжанский А.П.	456
Гарибян Б.А.	291, 413	Должиков Н.Б.	41
Гарипова Л.И.	35	Домени А.С.	503
Гасанов Э.О.	445	Донюков И.А.	76, 125
Гаскаров А.В.	415	Драгун Д.К.	157, 171
Гвоздкова О.Н.	502	Дроботов В.Б.	622
Герега А.С.	293	Дубенский А.А.	299
Герко С.А.	446	Дымарчук А.В.	43
Герман О.А.	522	Дьяконов Г.А.	335, 361
Гиголо А.И.	482	Евдокимов И.Е.	45
Глебов И.В.	179	Евтушенко Н.Н.	183
Гнесин Е.М.	290	Егоров А.В.	185
Говоренко Г.С.	624	Егоров В.Н.	225
Голикова А.Д.	37	Егоров О.В.	187
Голубев М.Д.	393	Егоров Ю.Г.	205
Голубев С.И.	534	Егоров Ю.Н.	263
Горбунова А.А.	449	Егорчев М.В.	46
Горшков А.Ю.	295	Ежов В.М.	84
Грачев С.О.	451	Елистратов А.А.	79
Григорьев С.К.	159	Ельников Р.В.	189
Грищенко С.В.	39, 217	Епихин А.С.	45

Еремин А.Г.	339	Ивахнов Р.С.	53
Ерёмкин И.В.	301	Ивчин В.А.	108
Ерофеев Е.В.	48	Игнатенко А.В.	466
Ерохина О.С.	173	Игумнова А.С.	309
Ефимов Е.Н.	594	Измайлова Н.Ф.	293
Ефремова Е.В.	190	Ильчук П.А.	468
Жаворонок С.И.	221	Ирз М.Б.	311
Жданов А.А.	453	Исаев В.В.	55
Жданов П.А.	458	Исаков И.Н.	469
Жебраков А.С.	301	Кажан Е.В.	74
Жегов Н.А.	303	Казин В.В.	470, 484
Железняков А.Г.	179	Калинчук В.В.	371
Жерехов В.В.	115	Калугин М.Д.	45
Животов Н.П.	313	Калягин М.Ю.	196
Жиляев И.В.	123	Капица А.А.	198
Загорнян С.С.	304	Капустин А.Г.	57
Зайковский В.Н.	306	Карепин П.А.	606
Зайцев В.В.	50	Каримова Ф.Ф.	371
Зайцев В.Н.	219	Карнаухов Н.С.	472
Зайцев Г.В.	456	Карпов Ф.В.	357
Закиров С.И.	460	Карпунина Д.О.	595
Замковой А.А.	538, 558	Карпунин Ф.В.	59
Замшин В.А.	135	Картуков А.В.	60, 94, 102
Заплаткин Ю.Ю.	110	Картуков И.А.	60
Зарецкий Б.Ф.	207	Касумов Е.В.	62
Захаренков Л.Э.	400	Качалов С.В.	319
Захарьев И.Ю.	192	Кенгне Фотсо М.Ф.	64
Захарьяшев А.Я.	215	Кикоть Н.В.	329
Заяц О.В.	308	Киктев С.И.	313
Звягинцева И.И.	540	Ким В.	348
Земляный Е.С.	51	Кирилин А.Н.	159
Зинин Е.Д.	461	Кириллов К.Ю.	474
Золотов А.А.	231	Кириченко Н.В.	545
Зорин В.А.	30	Киров А.М.	542
Зуева Т.И.	92, 536, 540, 555, 569, 575, 579	Кирьянов И.А.	476
Зыков Л.С.	462	Киселев В.О.	478
Зыонг Дык Ха.	464	Клименко А.В.	479
Иванов М.А.	474	Князь В.В.	480
Иванов М.К.	148	Ковалев В.И.	315
Иванова В.И.	194	Ковалев Л.К.	299
Иванюхин А.В.	195	Коваленко А.И.	200
		Кожевников В.В.	317

Кожелин И.В.	202	Куркин И.И.	488
Колбая Т.Ч.	277	Курляндская В.В.	72
Кондратенко В.С.	140	Курмазенко Э.А.	179, 207, 238
Кондратьева С.Г.	462, 482	Курсаков И.А.	74
Кононова Е.Ю.	344	Кусюмов А.Н.	35
Константинов Д.Ю.	204	Кутаков М.Н.	327, 385
Константинов М.С.	256	Лазарев Ю.С.	209
Кордовер К.А.	479	Лазников Н.М.	561
Кореванов С.В.	470, 484	Лантратов В.В.	402
Коробкин Н.А.	319, 331	Латышева В.В.	549
Корвянская А.Д.	321	Лёб Х.	420
Королев В.С.	112	Лебедев М.В.	329
Корсун А.Г.	322, 393, 400	Леонардо Бартоломеу до Нассименто.	279
Коршун В.Е.	340	Леонов С.С.	601
Костин И.А.	597	Леонтьев М.К.	327
Кощеев А.Б.	80	Лизякина Н.А.	551
Крайнев В.Л.	301	Липатов А.Н.	393
Крайнов А.М.	235	Лисицин А.Н.	331
Крапошин М.В.	45	Лисовская Т.В.	451
Красносельская М.А.	545	Литвинов Н.Н.	79
Красноштанов В.А.	545	Лобанов И.Е.	333, 364, 373
Круглов Д.А.	263	Лугаськов П.С.	402
Круглов К.И.	323	Луньков А.О.	210
Крундаева А.Н.	325	Лысенков А.В.	74
Крупенин А.М.	66	Любинская Н.В.	335
Крылов С.Г.	315	Лютер Е.В.	545
Крюкова В.И.	67	Ляшенко А.И.	301, 313, 427
Ксенофонтова Л.Н.	288	Мадаминов С.Р.	486
Кудрявцев А.В.	342	Мазлумян Г.С.	212
Кудрявцева И.А.	103	Макаров В.С.	393
Кузнецов А.А.	420	Макаров И.В.	337, 350
Кузнецов Е.Б.	601	Макеева Н.В.	545
Кузнецов И.П.	69	Маковский С.В.	146
Кузнецова А.Ю.	547	Максименко Д.В.	339
Кузьмина Л.К.	599	Максимов Ю.В.	220, 237
Кулагина Т.П.	589	Малахов Д.В.	422
Кулакова Р.Д.	174	Малкин А.А.	453
Куликовский К.В.	71	Мальгин Д.В.	214
Кульков В.М.	235, 263	Мансуров В.С.	340
Кульков Е.М.	205	Маркианов А.В.	340
Куприков Н.М.	214	Маркин Н.Н.	9, 64, 67, 117
Куприн И.Л.	551		

Марков Н.А.	215, 522	Мышелов Е.П.	606
Марсавина В.А.	39, 217	Мюллер А.	395
Мартиросов М.И.	66, 219	Мясников Д.В.	607
Маслов Ю.В.	76, 125	Наливайко Н.И.	555
Матюшев Р.А.	237	Намазова А.Б.	86
Матюшев Р.А.	220	Ндженге Б.К.	355
Мацепура А.М.	79	Немтырева И.А.	357
Машеров П.Е.	342	Ненартович Н.Э.	469
Машуков Е.В.	71	Нестеренко В.Г.	359, 383
Медведев А.М.	506	Нетелев А.Н.	229
Медведский А.Л.	221, 410	Нечаев И.Л.	361
Мельник И.И.	344	Нигматзянов В.В.	363
Мельников В.М.	346	Низов Д.Е.	89
Мельников Г.А.	461	Низовитин А.А.	333, 364, 373
Мербаум В.Г.	295	Никифоров В.А.	108
Меренцов Д.С.	223	Николаева Ю.А.	229
Меркишин Г.В.	60, 94, 102	Николаенко В.С.	411
Меркурьев Д.В.	348	Новиков Д.Ю.	288, 367
Мерьков А.Ю.	488	Новиков Е.А.	90
Метельников А.А.	337, 350	Новиков Н.А.	503
Милосердов А.С.	461	Новиков Ю.И.	609
Мин Тейн.	256	Новосельцева О.А.	555
Минаев И.М.	440	Нугуманов А.Д.	369
Мингажев А.Д.	293	Нуруллаев Э.Д.	231
Минин О.П.	80	Обухов В.А.	342, 407, 420
Михайлова И.Б.	133	Овчинникова Е.В.	482
Михайлова О.В.	119	Оглоблина И.С.	340
Мищенко В.Ю.	76, 125	Огнев Ю.Ф.	26, 233
Мнухин А.В.	82	Окорочкова Н.С.	381
Могулкин А.И.	407, 428	Опрышко Ю.В.	557
Мозговой В.М.	233	Орлов Д.В.	235
Мокроусова Е.И.	552	Орлов Р.В.	393
Молоденков А.В.	603	Орлова А.Д.	92
Молоканов А.А.	84	Орловская Н.М.	611
Молотков В.Ю.	311	Орловская С.Г.	371
Морозов А.А.	30	Орловская С.Г.	371
Морозов Г.И.	243	Пак Ёнгин.	359
Моругин П.А.	490	Пановский В.Н.	613
Моряков И.В.	352	Парамонов Н.В.	333, 364, 373
Мошков П.А.	354	Парафесь С.Г.	200
Мусатов Р.В.	225	Паршин А.А.	69
Мынкин В.А.	227	Паршков А.Н.	243
		Пастухов А.А.	315

Патраев В.Е.	220, 237	Родителев В.И.	383
Пахов В.В.	115	Рождественская Н.В.	123
Пашковский А.В.	558	Рожков Г.В.	522
Пеков А.П.	369	Романенко Н.Э.	498
Переслегин Л.А.	492	Романов С.Ю.	179
Петерев А.А.	494	Ромашин А.А.	243
Петенев Е.К.	498	Ромашин Ю.С.	385
Петров А.В.	94	Рубцов Ю.Б.	138
Петров А.И.	375	Русаков А.В.	340
Петров И.А.	495	Русских С.В.	244
Петроковский С.А.	225	Рухлов Н.А.	622
Петухов А.В.	497	Рыбаков К.А.	591, 609
Письменная В.А.	615	Рябкин А.М.	179
Пичулин В.С.	113	Рябый В.А.	342
Побережский С.Ю.	96	Сайнуков А.С.	103
Подопросветов Е.Н.	80	Самохвалов Н.Ю.	387, 415
Полубояринов А.В.	492	Самохин И.А.	105
Полунин С.П.	196	Самощенко И.Г.	106
Пономарев А.Т.	30	Самсонов К.Ю.	108
Поплавский А.В.	96	Сапронова Е.А.	500
Попов А.Н.	561	Сапунков Я.Г.	603
Попов Г.А.	361	Сафина Н.Р.	502
Попов С.И.	243	Сафронов В.В.	624
Попова А.И.	97	Сафронов П.А.	178
Поршнев В.А.	377	Севрук С.Д.	381
Посадов В.В.	379	Семенихин К.В.	607
Потапенко Д.А.	562	Семенихин С.А.	335
Потапенко И.В.	563	Семенкин А.В.	400
Правидло М.Н.	24, 99, 227	Семенов В.А.	363
Прозорова Э.В.	101	Семенов П.Н.	545
Просвирина Н.В.	565	Семенова С.С.	569
Простов Ю.С.	618	Сергеев А.В.	503
Прошкин В.Ю.	207, 238	Сергеев С.Ф.	110
Прудников А.Г.	301	Сергейчев К.Ф.	440
Прудников И.Л.	102	Серкин Ф.Б.	504
Пузино Ю.А.	241	Сибирский В.В.	133
Пушкин К.В.	381	Сидоренко Е.К.	348
Разносчиков В.В.	84	Сизанов А.В.	267
Раков В.В.	161	Сизов А.А.	393
Раупов М.А.	567	Сизов А.А.	340
Ремизов А.Е.	379	Силаев Б.М.	296, 389
Родионова Д.А.	620	Симонов Е.Л.	391

Синельников В.Ю.	393	Сумароков А.В.	252
Синицин Н.В.	24	Суренский Е.А.	150
Сипатов А.М.	369	Суханова Л.Н.	542, 567
Ситников С.А.	363	Сысолятин Е.К.	512
Скаун И.О.	245	Тазитдинов И.Х.	514
Скворцова Н.Н.	422	Тактакишвили М.И.	352
Скляр Е.Ф.	161	Тан Хлаинг Мьинт	515
Скрябин А.В.	112	Тарасенко О.С.	301
Сливко С.А.	248	Тарасов В.А.	517
Слюсарь Б.Н.	138	Тарасов С.С.	398
Смирнов А.А.	317	Тарасова М.А.	255
Смирнов М.А.	589	Татарский Б.Г.	468
Смирнов П.Е.	317	Твердохлебова Е.М.	340, 393, 400
Смирнова Г.А.	113	Теплов Ю.А.	528
Смирнова М.Е.	395	Терентьев В.М.	119
Смирнова С.И.	115	Терёшин А.В.	402
Сова А.Н.	155, 157, 171, 187, 267	Теряев Д.А.	403
Соколова А.А.	572	Тетерин Д.П.	624
Сокольский А.М.	506	Титов Ю.П.	121
Солныков И.Е.	250	Тихонов А.И.	552, 565
Соловьев А.Н.	135	Тихонов А.С.	387, 415
Соловьев И.В.	251	Тоискин Г.Н.	123
Солодухин А.Е.	400	Третьяков П.К.	301
Спирин Г.Г.	96, 291, 413	Третьякова О.Н.	97, 140, 597
Средних В.П.	215	Триадский Н.Н.	76, 125
Станкевич А.М.	506, 508	Трохов Д.А.	127
Стариковский П.И.	469	Тузиков С.А.	205, 235
Старченко А.Е.	252	Тупикин А.В.	301
Степаненко В.А.	574	Туркин И.К.	127, 153
Степанов Р.П.	115	Турченко И.С.	128
Степанов С.В.	344	Тюменцев Ю.В.	46, 618
Степанова А.Б.	575	Усовик И.В.	258
Сторож А.Д.	159	Ухов К.А.	579
Стратилатов Н.Р.	159	Фавстова Л.А.	404, 417
Стрижак С.В.	45	Фармаковская А.А.	381
Строгач Е.А.	359, 397	Фарходзода М.Ф.	581
Стуков В.В.	117	Фарходзода С.Ф.	581
Суворова Е.В.	381	Федоренко А.Н.	259
Суворова О.А.	508	Федоренко Ю.В.	261
Судаков В.А.	510	Федоров В.А.	407
Суздальцев А.П.	510	Федотенков Г.В.	410
Султанов Ф.Ф.	578	Фейли Д.	395

Феськов А.В.	451	Черняк В.Я.	371
Филиппов Г.С.	411	Чертов Е.А.	424
Филиппов И.Е.	498	Чигринец Е.Г.	133
Филонов П.В.	626	Чинчян Л.В.	135
Филонова А.А.	626	Чумаков Д.М.	585
Фирсюк С.О.	205, 263	Чумаченко Е.Н.	259
Флек М.Б.	106, 133	Шарипова Т.И.	519
Фоминых Г.А.	498	Швед Ю.В.	425
Фомкин А.Б.	583	Швырев А.А.	415
Фрейлехман С.А.	264	Шевгунов Т.Я.	594
Фрумкин Д.А.	413	Шевцов Д.А.	128
Хабаровский Н.Н.	179	Шевцов С.Н.	106, 138
Хайрулин В.Т.	387, 415	Шевцова В.С.	135
Хакимов Р.З.	369	Шевченко Г.Ю.	140
Халецкий Л.В.	69	Шевчук А.В.	92
Халина А.С.	628	Шестакова Е.С.	268
Хартов С.А.	317, 363, 395, 428	Шимкин П.Е.	521
Хасанов С.И.	498	Шиперс С.	395
Хахулин Г.Ф.	121	Шипилов П.А.	144
Хмелевой В.В.	528	Шипитько И.А.	215, 522
Хмелевская Т.А.	123	Широков И.Н.	427
Хольсте К.	395	Ширяева М.Ю.	119
Хомин Т.М.	340	Шитов В.Ю.	69
Хомовский Я.Н.	313	Шкоропато М.С.	371
Хомяков А.М.	350	Шлыгин А.В.	428
Хоробрых М.А.	130	Шмачилин П.А.	462
Храмов М.А.	131	Шмотин Ю.Н.	325
Хромова И.В.	183	Шохов Г.В.	271
Хрусталев М.М.	335, 628	Шрамко К.К.	146
Хрящиков М.С.	369	Шувалов В.А.	62
Хуснетдинов И.Р.	266	Шулов В.А.	403
Царев Е.К.	119	Шурыгин П.К.	430
Цыпин И.Б.	456	Щербанов А.С.	587
Чайка Р.В.	267	Щетинин В.Е.	524
Чекрышова И.Е.	404, 417	Юдаков С.В.	629
Черкасова М.В.	420	Яковкин В.Н.	432
Чернобровов А.И.	43	Яновский Л.С.	84
Черноморский А.И.	28	Яркин А.Н.	434
Черноусов А.Д.	422	Яценко А.С.	148
Черный И.А.	317	Яшутин А.Г.	150
Чернышов А.Н.	263	Ященко Б.Ю.	411

**12-я Международная конференция
«Авиация и космонавтика – 2013»
Тезисы докладов
12th International Conference
“Aviation and Cosmonautics – 2013”
Abstracts**

Председатель Оргкомитета
Шевцов Вячеслав Алексеевич
Учёный секретарь
Лунёва Надежда Сергеевна

Оформление обложки:
И.Я. Волкова

Верстка:
М.И. Бартенева

Organizing Committee Chairman
Vyacheslav Shevtsov
Scientific secretary
Nadezhda Luneva

Cover design:
Inna Volkova

Makeup:
Maksim Bartenev

Подписано в печать 01.11.13
Формат 148х210 мм
Бумага офсетная. Усл.-изд. л. 17,4
Тираж 500 экз. Заказ № 17482

Отпечатано
ООО «Принт-салон», Санкт-Петербург,
Социалистическая ул., д. 14Б, тел.: (812) 313-5606

