



14-я
Международная
конференция
«Авиация
и космонавтика»

14th
International
Conference
"Aviation
and Cosmonautics"

Тезисы

Abstracts



Москва, МАИ

Moscow, MAI

2015

14-я Международная конференция
«Авиация и космонавтика – 2015»
14th International Conference
“Aviation and Cosmonautics – 2015”

Тезисы
Abstracts

Москва, МАИ
16 – 20 ноября 2015 г.
Moscow, MAI
16 – 20 November, 2015

ISBN 978-5-7339-1092-5

УДК 629.7

ББК 94.3 39.52 39.62

14-я Международная конференция «Авиация и космонавтика – 2015». 16–20 ноября 2015 года. Москва. Тезисы. – Типография «Люксор», 2015. – 520 с.

14th International Conference “Aviation and Cosmonautics – 2015”. 16–20 November, 2015. Moscow. Abstracts. – Printing house “Luxor”, 2015. – 520 p.

Конференция проводится при поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (грант 15-08-20932-Г).

The Conference is supported by Russian Foundation for Basic Research (grant 15-08-20932-G).

© Московский авиационный институт
(национальный исследовательский университет), 2015

© Moscow Aviation Institute
(National Research University), 2015

Организаторы

Московский авиационный институт
(национальный исследовательский университет),
Болонский университет

Программный комитет

Рождественский А.В. – и.о. ректора МАИ, председатель

Шевцов В.А. – и.о. проректора МАИ по научной работе, заместитель председателя

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

Веремеенко К.К. – начальник научно-исследовательского отделения факультета «Системы управления, информатика и электроэнергетика» МАИ

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

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

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

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

Пугачёв Ю.Н. – начальник научно-исследовательского отделения факультета «Авиационная техника» МАИ

Рабинский Л.Н. – декан факультета «Прикладная механика» МАИ

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

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

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

Организационный комитет

Шевцов В.А. – председатель, и.о. проректора по научной работе МАИ

Франко Персиани – сопредседатель, заведующий кафедрой «Методы проектирования аэрокосмической отрасли» Болонского университета

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

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

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

Медведский А.Л. – начальник комплекса перспективного развития ФГУП «ЦАГИ»

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

Рабинский Л.Н. – декан факультета «Прикладная механика» МАИ

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

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

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

Лунёва Н.С. – учёный секретарь

Organizers

Moscow Aviation Institute (National Research University)

University of Bologna

Program Committee

Rozhdestvensky A.V. – Chairman, MAI Acting Rector

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

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 the Educational Research and Production Center of the MAI faculty “Aircraft Radioelectronics”

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

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

Pugachev Yu.N. – Head of the R&D Department of the MAI faculty “Aeronautical Engineering”

Rabinsky L.N. – Dean of the MAI faculty “Applied Mechanics”

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

Tikhonov A.I. – Director of the MAI Engineering and Economic Institute

Tikhonov K.M. – Dean of the MAI faculty “Robotics and Intelligence Systems”

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

Organizing Committee

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

Franco Persiani – Co-chairman, Chair of Design Methods in the Aerospace Industry, Department of Industrial Engineering of the University of Bologna

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

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

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

Medvedsky A.L. – Head of the perspective complex development of FSUE “TsAGI”

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

Rabinsky L.N. – Dean of the MAI faculty “Applied Mechanics”

Sledkov Yu.G. – Dean of the MAI faculty “Control Systems, Informatics and Electroenergetics”

Tikhonov A.I. – Director of the MAI Engineering and Economic Institute

Tikhonov K.M. – Dean of the MAI faculty “Robotic and Intelligent Systems”

Luneva N.S. – Scientific secretary

Уважаемые коллеги!

Я рад приветствовать вас в числе участников 14-й Международной конференции «Авиация и космонавтика». Уже второй раз конференция проходит в рамках Международной недели авиакосмических технологий «Aerospace Science Week» и вы являетесь причастными к одному из крупнейших аэрокосмических научных событий в России.

В эти дни на площадке организатора – Московского авиационного института (национального исследовательского университета) – для обсуждения актуальных вопросов отрасли собрались представители ведущих российских и зарубежных вузов, крупнейших научно-исследовательских центров и предприятий отрасли, учёные, исследователи и организаторы образования и науки.

Проведение Aerospace Science Week на площадке МАИ – ведущего аэрокосмического вуза страны – не случайно: МАИ активно участвует в многочисленных проектах научно-технического сотрудничества. Проведение подобных мероприятий свидетельствует о высокой его включённости в международное и отраслевое научное поле.

Наука, несомненно, является мощной производительной силой и залогом конкурентоспособности государства на мировой арене. Современный этап развития науки характеризуется более тесной и активной кооперацией учёных из разных регионов России и разных стран. Это позволяет результативнее решать задачи, стоящие перед мировым научным сообществом и обмениваться опытом. Поэтому ваша вовлечённость в мировые отраслевые и научные процессы не только глобальный задел на будущее, но и повод для национальной гордости.

Позвольте пожелать всем участникам и гостям конференции активной и плодотворной работы, установления мощных деловых контактов, достижения высоких результатов и всех поставленных целей!

*И.о. ректора МАИ, д.э.н., профессор
А.В. Рождественский*

Оглавление

1. АВИАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ	10
2. РАКЕТНЫЕ И КОСМИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ.....	51
3. ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ УСТАНОВКИ АВИАЦИОННЫХ, РАКЕТНЫХ И КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ	93
4. СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ, ИНФОРМАТИКА И ЭЛЕКТРОЭНЕРГЕТИКА	167
5. ИНФОРМАЦИОННО-ТЕЛЕКОММУНИКАЦИОННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ АВИАЦИОННЫХ, РАКЕТНЫХ И КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ.....	227
6. РОБОТОТЕХНИКА, ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНЫЕ СИСТЕМЫ И АВИАЦИОННОЕ ВООРУЖЕНИЕ	293
7. ЭКОНОМИЧЕСКИЕ ПРОБЛЕМЫ АЭРОКОСМИЧЕСКОГО КОМПЛЕКСА.....	329
8. МАТЕМАТИЧЕСКИЕ МЕТОДЫ В АЭРОКОСМИЧЕСКОЙ НАУКЕ И ТЕХНИКЕ.....	380
9. ПРОИЗВОДСТВЕННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ В ОБЛАСТИ АВИАЦИОННОЙ, РАКЕТНОЙ И КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ.....	473
АЛФАВИТНЫЙ УКАЗАТЕЛЬ.....	507

Contents

1. AIRCRAFT SYSTEMS	10
2. ROCKET AND SPACE SYSTEMS.....	51
3. POWER UNITS OF THE AVIATION, ROCKET AND SPACE SYSTEMS.....	93
4. CONTROL SYSTEMS, INFORMATICS AND ELECTROENERGETICS	167
5. INFORMATION AND TELECOMMUNICATION TECHNOLOGIES OF THE AVIATION, ROCKET AND SPACE SYSTEMS.....	227
6. ROBOTICS, INTELLIGENT SYSTEMS AND AIRCRAFT ARMAMENT.....	293
7. ECONOMIC PROBLEMS OF THE AEROSPACE COMPLEX	329
8. MATHEMATICAL METHODS IN THE AEROSPACE SCIENCE AND TECHNOLOGY.....	380
9. PRODUCTION TECHNOLOGIES IN THE AVIATION, ROCKET AND SPACE INDUSTRIES	473
INDEX	507

1. Авиационные системы

1. Aircraft Systems

Preliminary design and mathematical model of impulse water cannon for helicopter firefighting application

Vuković D., Andrić M., Vrdoljak M.

FAMENA, Zagreb, Croatia

The subject of this research work is modeling of the geometry and mathematical model of operational behaviour of the impulse water cannon for aerial helicopter firefighting purposes. Such water cannon can be installed on or in the helicopter as a platform in various configurations, generating different dynamic operating forces and moments that influence the stability of the helicopter and which can lead to compromised safety. Process of firefighting with the mentioned helicopter configuration is typical from the hover flight in close proximity of the building or another fire source. Water cannon has been used recently for the purposes of impulse fire extinguishing as a relatively new method of fighting fires with extremely small amounts of the fire extinguishing agent. The water fire extinguishing agent is discharged into the fire at very high velocity within an extremely short period of time. With high kinetic energy and the momentum water projectile will rapidly penetrate and extinguish the fire using only small amounts of water. The fire distinguishing efficiency, especially in its initial phases, is more reliable by using water projectiles rather than free-fall water impacts.

Preliminary geometry design of the water cannon comprise two barrels mounted to the cannon's body, which houses damping element and mechanism with the ability to move barrels in azimuth and elevation simultaneously. Barrels have ability to move along their longitudinal axis to allow recoiling momentum developing after water projectile is being ejected. Connection element between water cannon and helicopter is realized for underside mounting in the centerline of the front part of the fuselage. Water cannon system assembly comprise also water tank with pump, compressor for generating operating pressure for water projectile launching and connection hoses. Mentioned elements are normally located in helicopter's cargo space and here they are not point of interest.

The method of obtaining the water projectile is based on the principle of compression, acceleration and ejection of a fluid through the outlet surface of the water cannon tube. In such operating regime, developed reactive force may be suppressed by both spring and damping element between helicopter and water cannon. Both regimes with and without reactive force absorbing

device are modeled. Absorbing device is modeled as a second order system with spring stiffness and damper coefficients parameters.

Approach with using interior ballistics analogic model will analyze interactions of forces on water projectile inside of the cannon tube. Main force which acts on water projectile has nonlinear development in time along water cannon tube and needs to be obtained by numerical approach. This force is characteristic for the first period of the cannon reaction and has influence on helicopter stability. Result of this work is a recoil force and its dependency on absorbing device parameters.

Посадка вертолета

Бондарев В.Г., Ипполитов С.В., Озеров Е.В., Лопаткин Д.В.
ВУНЦ ВВС «ВВА», г. Воронеж

Перспективным решением проблемы посадки вертолета является создание системы автоматической посадки, измерительным средством которой является бортовая система технического зрения (СТЗ). Предложено три алгоритма работы СТЗ, обеспечивающей посадку на неподготовленную площадку, имеющую значительное число естественных оптических контрастов, на заснеженную площадку, лишенную контрастных фрагментов, а также на подготовленную площадку, оборудованную тремя лазерными маяками инфракрасного диапазона.

Для посадки на неподготовленную площадку с естественными оптическими контрастами, фотокамеры СТЗ получают изображения земной поверхности, на которых определяют четыре контрастные точки не лежащие на одной прямой. По результатам этих измерений вычисляются координаты вертолета в горизонтальной системе координат, связанной с земной поверхностью, а также углы, характеризующие наклон земной поверхности и параметры, описывающие неровность земной поверхности.

Для посадки на площадку, типа заснеженное поле, лишенную естественных оптических контрастов, бортовая СТЗ дополняется системой из четырех бортовых полупроводниковых лазерных излучателей инфракрасного диапазона, что обеспечивает создание искусственных контрастов на земной поверхности, не демаскируя вертолет в видимой части спектра. Получены соотношения, позволяющие вычислить высоту, углы наклона поверхности относительно горизонта и параметры, характеризующие неровность площадки в окрестности точки посадки.

Параметры, измеренные при реализации этих алгоритмов, позволяют осуществлять обоснованный выбор безопасного места, а также автоматическую посадку вертолета.

Для посадки на аэродром предложено использовать дополнительное оборудование в виде трех разнесенных наземных лазерных маяков. Полученные выражения для измерения посредством СТЗ навигационных параметров, характеризующих местоположение и ориентацию ЛА относительно взлетно-посадочной полосы, обеспечивают автоматизацию посадки вертолета в простых и сложных метеоусловиях. Лазерные маяки представляют собой полупроводниковые лазерные излучатели с длиной волны совпадающей с одним из окон прозрачности атмосферы. Важно отметить, что такие излучатели имеют малый вес, габариты, стоимость и энергопотребление, а также безопасны для зрения летного состава и персонала аэродрома.

Необходимо также отметить, что современный уровень оптоэлектроники и цифровой вычислительной техники вполне соответствует потребностям бортовой СТЗ, поэтому реализуемость такого подхода в настоящее время не вызывает сомнений.

Landing of helicopter

Bondarev V.G., Ippolitov S.V., Ozerov E.V., Lopatkin D.V.
ERCAF "Military Air Force Academy", Voronezh

Promising solution is to create a helicopter landing automatic landing system, which is a means of measuring the onboard vision system (OVS). Proposed algorithm of the three OVS providing landing on unprepared ground, having a significant number of natural optical contrasts on the snowy ground, devoid of contrasting fragments as well as the prepared area, equipped with three infrared laser beacons.

For landing on unprepared ground with natural optical contrast, camera images obtained OVS earth's surface, which is determined by four contrasting points do not lie on one line. The results of these measurements are computed coordinates of the helicopter in the horizontal coordinate system related to the earth's surface, as well as the angles characterizing the tilt of Earth's surface and the parameters describing the roughness of the earth's surface.

For planting in the ground, such as snow-covered field, devoid of natural optical contrast, on-board OVS supplemented by a system of four onboard semiconductor laser emitters infrared range that provides a contrast to the artificial surface of the earth without unmasking the helicopter in the visible spectrum. The equations allowing to calculate the height of the surface angles with respect to the horizon and the parameters characterizing the uneven ground in the vicinity of the landing point.

The parameters measured in the implementation of these algorithms, allow informed choices a safe place, as well as an automatic landing the helicopter.

For landing at the airport proposed to use additional equipment in the form of three spaced ground-based laser beacons. The expressions obtained for measurements through the OVS navigation parameters characterizing the location and orientation of the aircraft relative to the runway, provide automation helicopter landing in simple and adverse weather conditions. Laser beacons are semiconductor laser with a wavelength coinciding with one of the windows of atmospheric transparency. It is important to note that such emitters are light weight, size, cost and power consumption, as well as safe to view flight and airport staff.

It should also be noted that the current level of optoelectronics and digital computer technology is consistent with the needs of the OVS board, so the feasibility of such an approach is currently not in doubt.

Экспериментальное исследование полётов ДПЛА в условиях обледенения

Булгаков Д.В., Пугачев Ю.Н.
МАИ, г. Москва

Одно из наиболее неблагоприятных метеорологических явлений - обледенение, от которого в значительной мере зависит безопасность и регулярность полетов самолетов и вертолетов. Сильное обледенение может привести к авиационному происшествию.

Обледенению подвержены все типы летательных аппаратов, включая сверхзвуковые самолеты, и ДПЛА, так как при взлете и посадке любой летательный аппарат летит со сравнительно небольшой дозвуковой скоростью. При полётах ноябре 2014г., ДПЛА попал в условия обледенения, влетел в туманную облачность, в результате чего на мониторе, было замечено резкое ухудшение резкости изображения, характерное для обледенения: а именно фоновая картинка стала практически не распознаваемой, а видны были только лопасти воздушного винта которые через некоторое время стали видны нечётко. После вылета ДПЛА из облачности изображение к нормальному виду не вернулось, а по показаниям воздушная скорость была нулевой. После посадки ДПЛА, было зафиксировано сильное обледенение аппарата: трубка ПВД закрылась полностью льдом, о чём говорит падение показаний воздушной скорости, на лопастях и коке воздушного винта появилось профильное отложение льда, на всех передних кромках (крыло, стабилизатор, киль) также наблюдалось профильное отложение льда, а в видеокамере, встроенной в консоль крыла, наблюдалось образование льда в форме двояковогнутой линзы, от чего ухудшение видеозображения.

Обледенение летательных аппаратов в полете настолько опасно, что практически на каждом типе самолета и вертолета по ОТГ и АП

предусмотрена и используются противообледенительные системы (ПОС). Но в виду малых размеров, малой массы и небольшой энергетической ёмкости на ДПЛА массой до 1000кг ПОС является физико-химическая. В практике применения ДПЛА зачастую приходится прогнозировать появление обледенения и стараться не вводить ДПЛА в зону атмосферных условий с переохлаждённой влагой. Но если есть вероятность обледенения, то оператору необходимо внимательно следить за показаниями воздушной скорости, анализировать видеоизображение, получаемое с борта и уметь правильно интерпретировать полученные результаты для вынесения верного решения. Для улучшения видеоизображения, формируемого бортовыми оптическими системами можно рекомендовать электрообогрев объективов или остекления видеоаппаратуры. Такие эксперименты были проведены и показали положительный результат.

Experimental research UAV flights under icing conditions

Bulgakov D.V., Pugatchev U.N.

MAI, Moscow

One of the most adverse weather events - ice, which largely depends on the security and regularity of operations of airplanes and helicopters. Severe icing may result in an accident.

Icing affects all types of aircraft, including supersonic aircraft and UAVs as during takeoff and landing of any aircraft flying with a relatively low subsonic speed. In flight November 2014, UAV was in icing conditions, flew into the misty cloudy, causing the monitor was seen a sharp deterioration in the sharpness of the image, characteristic of icing: namely, the background image has become almost unrecognizable, and were visible only blade propeller which after a while became visible fuzzy. After the departure of the UAV cloud image to normal view has not returned, and on the testimony of the airspeed was zero. After landing UAV, there were severe icing system: tube LDPE closed completely with ice, as evidenced drop readings of airspeed, on the blades and the spinner propeller appeared profile deposition of ice on all leading edges (wing, fin keel) was also observed profile deposition ice and the camcorder wing built into the console, there was the formation of ice in the form of a biconcave lens, causing deterioration of the video image.

The icing of aircraft in flight so dangerous that almost every type of airplane and helicopter for OTT, and the AP is provided and used de-icing system. But in view of the small size, low weight and low energy capacity in the UAV weighing up to 1000kg de-icing system is physicochemical. In the practice of the UAV is often necessary to predict the appearance of ice and try not to enter into a zone of RPV with atmospheric conditions supercooled

moisture. But if there is a possibility of icing, the operator must carefully monitor the airspeed indications, analyze the video, obtained from the board and be able to correctly interpret the results for making the right decision. To improve the video image generated on-board optical systems can be recommended Heated glass lenses or video equipment. Such experiments have been conducted and have shown positive results.

Посадка летательного аппарата

Грибанов А.С., Ефимов А.Г.

МНИРТИ, г. Москва

Рассмотрен метод определения малых высот летательного аппарата. Измерение производится аппаратурой, расположенной на посадочной полосе. Частота сигнала наземного генератора смещается при отражении сигнала от пролетающего над ним летательного аппарата. Фиксируются моменты времени, когда несущая частота сигнала достигает определенных, заранее заданных значений. Интервал времени между моментами фиксации заданных величин пересчитывается в значение высоты. Метод удобен тем, что не требует установки оборудования на летательном аппарате. Полученное значение высоты передается на борт летательного аппарата по штатным линиям связи.

Landing aircraft

Gribanov A.S., Efimov A.G.

MNIRTI, Moscow

A method for determining the low altitude of the aircraft. The measurement is carried equipment placed on the runway. The frequency of the signal generator is shifting ground upon reflection signal from flying over him an aircraft. Fixed timing when the carrier signal frequency reaches certain predefined values. The time interval between the moments of fixing the set value is converted into the height. The method is convenient because it does not require equipment for aircraft. The resulting height value is transmitted on board the aircraft on regular lines.

Разработка математических моделей, оценивающих последствия отказов систем силового привода

Ионов В.А., Пугачев Ю.Н.

МАИ, г. Москва

Для разработки систем силового привода в авиации успешно применяются методы математического моделирования. Математическое моделирование имеет массу преимуществ, но главное – возможность отследить состояния системы в разные моменты времени.

Для максимального приближения математической модели к реальной системе, необходимо учитывать максимально большое количество физических параметров. Применительно к системам силового привода, требуется четкое соответствие характеристик узлов и агрегатов, общей схемы работы системы и ее потребителей с их математическими представлениями.

Крайне важным при моделировании является возможность отслеживания временных изменений состояния самой системы и ее отдельных узлов. Данные об изменениях состояния всей системы во времени могут быть применены для оценки отказоустойчивости ее функционирования. В том числе, если система функционирует в комплексе. Изменяя начальные параметры математической модели, можно смоделировать работу одной системы, нескольких, а также перебои в их совместной работе, и получить данные о вероятности отказа всего комплекса и его последствиях.

При разработке математических моделей, исследующих вероятности и последствия отказов, одной из ключевых целей является возможность считывания максимального количества показателей на протяжении всего моделирования. Одним из часто применяемых форматов объединения таких данных является графический метод представления, который отображает не только сами данные, но и моменты их изменения. Данные в таком формате позволяют легко провести оценку последствий работы системы и сделать соответствующие выводы. Чем больше данных математическая модель собирает, тем больше возможностей появляется для обнаружения сбоев в работе реальной системы.

Важной частью работы с математическими моделями систем силового привода является уточнение и максимальное приближение к реальным параметрам потребителей. Чем больше информации известно о потребителях, тем четче модель отражает воздействие на них всех отказов и сбоев в работе.

Таким образом, математическое моделирование систем силового привода в авиации является очень актуальным средством снижения затрат на разработку и средством повышения их надежности. А благодаря современным технологиям, математические модели все ближе приближаются по надежности к реальным прототипам.

Mathematical models of power drives development that evaluate the consequences of failures

Ionov V.A., Pugachev U.N.

MAI, Moscow

To develop power systems in aviation successfully we apply methods of mathematical modeling. Mathematical modeling has many advantages, but most importantly – the ability to track the system state at different points of time.

For maximum approximation of the mathematical model to the real system, it is necessary to consider the maximum number of physical parameters. With regard to the actuator, requires a clear compliance with the specifications of the parts and units of the General scheme of the system and its consumers with their mathematical representations.

Extremely important for modelling is the ability to track temporal changes of the status of the system and its individual components. Status changes data of the system in time can be used to assess the resiliency of its functioning. In particular, if the system operates in a complex. Changing the initial parameters of the mathematical model, it is possible to simulate the operation of a single system, several, as well as interruptions in their joint work, and to obtain data on the probability of failure of the whole complex and its implications.

When developing mathematical models, investigating the likelihood and consequences of failures, one of the key objectives is the ability to read the maximum number of indices throughout the simulation. One of the frequently used formats of combining such data is a graphic representation method, which displays not only the data itself, but also the moments of change. The data in this format make it easy to assess the impact of the work system and make the appropriate conclusions. The more data a mathematical model collects, the more opportunities you receive to detect failures in the real system.

An important part of working with mathematical models of the actuator systems is the refinement and the maximum approximation to the real parameters of consumers. The more information known about consumers, the better the model reflects the influence on them of all failures and malfunctions.

Thus, mathematical modeling of power systems in aviation is a very important in reducing development costs and in improving their reliability. Thanks to modern technologies, mathematical models are approaching closer in reliability to the real prototypes.

**Способ адаптивного управления военно-транспортным самолётом
при десантировании моногруза**
Верещиков Д.В., Кузнецов А.Д.
ВУНЦ ВВС «ВВА», г. Воронеж

Анализ путей развития и совершенствования военно-транспортных самолётов показывает, что постоянное увеличение возлагаемых на них задач приводит к расширению номенклатуры десантируемых грузов, увеличению их массы, что обостряет проблему устойчивости и управляемости в процессе их десантирования при ручном пилотировании. Современный период развития теории и практики управления полетом самолета тесно связан с быстро развивающимися цифровыми средствами вычислений, способными решать сложные задачи в реальном масштабе времени. Перспективным для управления полетом самолета представляется использование адаптивных алгоритмов управления. Под адаптивными понимаются такие алгоритмы, которые в условиях априорной неопределенности в процессе функционирования приспосабливаются к непредвиденным изменениям свойств объекта управления и внешней среды. Для решения задачи управления полетом самолета наибольший интерес представляет параметрическая адаптация, при которой априорная неопределенность устраняется на основе идентификации характеристик самолета за счет последовательных наблюдений входных и выходных сигналов. Это возможно в силу того, что предполагается известной структура уравнений движения самолета. Известные теоретические подходы к обеспечению адаптивного управления рулём высоты на основе идентификации характеристик самолета и отсутствие их практической реализации указывают на противоречие между необходимостью расширения боевых возможностей ВТС и возможностями контура «человек-оператор (лётчик) – существующие системы управления» с точки зрения обеспечения требуемых характеристик устойчивости и управляемости.

В настоящем докладе представлены материалы, касающиеся рассмотрения вопросов разработки адаптивного алгоритма управления рулём высоты ВТС на основе текущей идентификации аэродинамических и инерционно-массовых характеристик самолёта рекуррентным методом наименьших квадратов с целью обеспечения автоматической стабилизации углового положения в продольном канале управления при десантировании моногрузов парашютным и беспарашютным способом.

Method of adaptive control of a military transport plane when the landing of a cargo item

Verechikov D.V., Kuznetsov A.D.

ERCAF "Military Air Force Academy", Voronezh

Analysis of ways the development and improvement of military transport aircraft shows that the constant increase in entrusted to them leads to the extension of the range goods, increasing their mass, which exacerbates the problem of stability and controllability in the process of landing at manual piloting. The modern period of development of the theory and practice of flight control of the aircraft is closely linked with the rapidly developing digital computing means capable of solving complex tasks in real time. Promising to control the flight of aircraft is the use of adaptive control algorithms. Under adaptive we mean those algorithms that in conditions of a priori uncertainty in the process of functioning to adapt to unexpected changes in properties of the control object and the external environment. To solve the problem of flight control of aircraft of greatest interest is parametric adaptation, in which the a priori uncertainty is eliminated on the basis of the identification characteristics of the aircraft due to consistent observations of input and output signals. This is possible because it is assumed the known structure to the equations of motion of the aircraft. Known theoretical approaches to the adaptive Elevator control on the basis of the identification characteristics of the aircraft and the lack of their practical implementation point to the contradiction between the need to expand the combat capabilities of the PTS and capabilities of the loop "of the human operator (pilot) existing management systems" from the point of view of ensuring the required characteristics of stability and controllability.

This report presents information regarding the consideration of questions of development of adaptive algorithm for Elevator control PTS on the basis of the identification of aerodynamic and inertial-mass characteristics of the aircraft recursive least squares method with the purpose of providing automatic stabilization of the angular position in the longitudinal control channel when landing a parachute and one-piece cargoes asparaginyl way.

Метод энергетического анализа источника энергопитания автономного следящего привода

Куликов Н.И., Макаренко А.В.

МАИ, г. Москва

Разработан метод определения располагаемого энергозапаса источника энергопитания автономного следящего привода

В настоящее время актуальной является проблема разработки и реализации методов проектирования и создания исполнительных

устройств и приводов систем управления полетом летательных аппаратов и движением мобильной техники, направленных на минимизацию массогабаритных показателей. Уровень актуальности значительно возрастает для автономных систем, когда исполнительные устройства и приводы работают от источника питания с ограниченным энергозапасом.

Для анализа изменения энергозапаса источника энергопитания автономной приводной системы управления можно построить поверхность предельных энергетических состояний источника энергопитания (ППЭСИЭ) в пространстве координат «напряжение – сила тока – время работы».

Механизм построения ППЭСИЭ базируется на разрядных характеристиках и сводится к следующему. На разрядных характеристиках фиксируется время разряда, которому соответствуют различные импедансы и различные уровни потенциала. На обобщенной характеристике определяется скорость изменения энергозапаса по зависимостям силы тока от потенциала при заданных импедансах. Затем в координатах «напряжение – сила тока» строится семейство внешних характеристик для различных фиксированных значений времени разряда. Полученная поверхность называется «энергетической оболочкой» приводной системы и показывает все возможные состояния источника энергопитания в любой момент времени при питании автономной приводной системы управления. Таким образом, два семейства кривых (разрядных и внешних характеристик) определяют поверхность зависимых сечений, задаваемую дискретным каркасом. Эту поверхность назовем «энергетической оболочкой» обобщенного источника энергопитания. Сечение «энергетической оболочки» плоскостями параллельными плоскости «напряжение – время работы» для различных фиксированных значений силы тока и плоскостями параллельными плоскости «напряжение – сила тока» для различных значений времени работы позволяет получить иллюстрацию закона изменения энергозапаса в виде зависимости как по времени, так и по скорости.

По результатам выполненных исследований можно сделать вывод, что «энергетическая оболочка» представляет собой предельную поверхность энергозапаса, а объем под этой поверхностью – располагаемый энергозапас источника энергопитания.

Method of the power analysis of a source of power supply of the independent watching drive

Kulikov N.I., Makarenko A.V.

MAI, Moscow

The method of definition of the located power stock of a source of power supply of the independent watching drive is developed

Now the problem of development and implementation of methods of design and creation of actuating devices and drives of flight control systems of the flight vehicles and the movement of mobile equipment directed to minimization of mass-dimensional indicators is actual. Relevance level considerably increases for autonomous systems when actuating devices and drives work from the power source with a limited power stock.

For the analysis of change of a power stock of a source of power supply of an autonomous drive control system it is possible to construct the surface of limit power conditions of a source of power supply (SLPCSPS) in space of coordinates «tension – current intensity – an operating time».

The mechanism of creation of SLPCSPS is based on digit characteristics and is as follows. On digit characteristics discharge time to which there correspond different impedances and different levels of potential is fixed. On the generalized characteristics the speed of change of a power stock is determined by dependences of current intensity on potential at the set impedances. Then in coordinates «tension – current intensity» is under construction family of external characteristics for the different fixed values of discharge time. The received surface is called «power cover» of drive system and shows all possible conditions of a source of power supply at any moment at a power supply of an autonomous drive control system. Thus, two families of curves (digit and external characteristics) define the surface of dependent sections set by a discrete framework. We will call this surface «power cover» of the generalized power supply source. Section of «power cover» the planes parallel to the «tension – an operating time» plane for the different fixed values of current intensity and the planes parallel to the «tension – current intensity» plane for different values of an operating time allows to receive an illustration of the law of change of a power stock in the form of dependence both on time, and on speed.

By results of the executed researches it is possible to draw a conclusion that «power cover» represents a limit sphere of a power stock, and volume under this surface – the located power supply source power stock.

Применение распределенного нагружения для минимизации травмирующего действия ударной перегрузки

Липов Б.П.

«КРБ»-Адаптивные системы, г. Москва

В работе рассматриваются вопросы улучшения защиты летчиков от ударных перегрузок «голова-таз», возникающих при аварийных посадках вертолетов и при катапультировании из скоростных самолетов. Травмирующее действие ударных перегрузок такого типа выражается в появлении мощных сжимающих напряжений в поясничном отделе позвоночника, приводящих тяжелым травмам позвоночника.

Для минимизации травмирующего действия ударной перегрузки автором предложен способ снижения напряжений в позвоночнике, основанный на распределенном нагружении ударным импульсом основных частей тела человека. Базовые требования к реализации распределенного нагружения получены из рассмотрения системы двух жестких тел, соединенных вязко-упругой связью. Показано, что для такой системы тел способ позволяет снизить напряжения в межмассовой связи до нуля.

Тело летчика, сидящего в рабочем кресле, рассматривается как двухмассовая система, в которой связью между массами является поясничный отдел позвоночника, при этом торсу придаются квазижесткие свойства применением специального удерживающего снаряжения. Показана целесообразность применения в конструкции удерживающего снаряжения 3d-панелей с функцией адаптивного формообразования

Предложена математическая модель для моделирования процесса распределенного нагружения тела летчика ударным импульсом и оптимизации вязко-упругих параметров удерживающего снаряжения и кресельного оборудования с учетом биомеханических ограничений. Описаны виртуальные эксперименты, показывающих эффективность способа минимизации травмирующего действия ударных перегрузок.

The application of distributed loading to minimize the traumatic action of shock load

Lipov B.P.

RBC-Adaptive Systems Ltd., Moscow

The paper discusses the method of reducing stress in the spine column based on the distribution loading of the shock pulse between the main parts of the human body. The body of the pilot is considered as a two-mass system in which the connection between the masses is the lumbar spine.

Upper torso quasi-rigid properties are imparted by the use of special restraint equipment based on 3d panels with the function of adaptive form changes. It is shown that for rigid bodies the method allows to reduce the stresses in the connection link to zero.

Особенности аэродинамических характеристик корпуса транспортного самолёта несущей формы

Лукьянов О.Е.
СГАУ, г. Самара

Актуальность введения в аэродинамическую компоновку пассажирских и транспортных самолётов фюзеляжа (корпуса) несущей аэродинамической формы обусловлена потребностью поиска путей улучшения аэродинамических характеристик (АХ) и повышения экономической эффективности этих самолётов.

Цель работы – исследовать основные аэродинамические характеристики фюзеляжей некруглой формы, а также вывести аппроксимационные зависимости их АХ от ряда геометрических параметров.

В работе рассматривается фюзеляж крупногабаритного транспортного самолёта, форма поперечного сечения которого определяется отношением его высоты h к ширине b (h/b).

Исследование АХ фюзеляжа для ряда значений параметра h/b проведено методом конечного объёма, базирующимся на решении уравнений Навье-Стокса. Математическая модель предусматривала стационарный режим обтекания тела при числе Маха $M = 0,2$, числе Рейнольдса $Re = 3,3 \cdot 10^7$ в диапазоне полётных и взлётно-посадочных углов атаки. Результаты расчётов приводятся как для фюзеляжа в целом, так и для его изолированной носовой части. Выведены аппроксимационные зависимости основных АХ представленных фюзеляжей от ряда значений параметра h/b .

Установлено, что придание поперечному сечению фюзеляжа некруглой формы ($h/b < 1$) позволяет существенно повысить его несущие свойства, улучшить аэродинамическое качество и уменьшить степень статической неустойчивости (в случае наличия сужающейся кормовой части). Повышение сопротивления за счёт увеличения площади смачиваемой поверхности при этом составляет не более 8% по сравнению с круглым фюзеляжем ($h/b = 0$). Реализуемая на носке несущего фюзеляжа подсосывающая сила повышает его аэродинамическое качество. Результаты исследований позволяют утверждать, что производная коэффициента нормальной силы по углу атаки исследованных корпусов в линейном диапазоне графика $c_y(\alpha)$

изменяется от параметра h/b по зависимости, близкой к гиперболической.

Peculiarities of the aerodynamic characteristics of the airframe of the lifting body transport aircraft

Lukyanov O.E.

SSAU, Samara

The urgency of the introduction of lifting body of fuselage (body) into aerodynamic configuration of passenger and transport aircrafts is stipulated by the need to find ways to improve the aerodynamic performance (AP) and increase the economic efficiency of these aircrafts.

The purpose of the article is to explore the basic aerodynamic characteristics of the non-circular shaped fuselage, as well as introduce their approximation relations of their AP on a number of geometrical parameters.

The author considers a large-sized transport aircraft fuselage, which cross-sectional shape is determined by the ratio of its height h to width b ratio (h/b).

Study of AP of fuselage for a number of parameter values h was made by the method of finite volume, based on the solution of the Navier-Stokes equations. A mathematical model included the steady state of air flow of body at Mach number $M = 0.2$, the Reynolds number $Re = 3,3 \cdot 10^7$ in the range of flight, takeoff and landing angles of attack. The calculation results are given for both the fuselage as a whole, and for its isolated fore part. We derive approximation relations of main AP of represented fuselages on the number of parameter h values.

It has been determined that noncircular fuselage configuration in cross section ($h/b < 1$) can significantly increase its lift properties, improve aerodynamic efficiency and reduce the degree of static instability (in the case of a tapered aft). Increasing the resistance by increasing moisten surface area in this case is not more than 8% compared to circular fuselage ($h/b = 0$). Suction force on the fuselage nose increases its aerodynamic efficiency. The research results suggest that the derivative of the ratio of the normal force on the angle of attack of the studied airframes in the linear range of the graph $c_N(\alpha)$ changes depending on the parameter h according to the relation close to the hyperbolic.

Анализ проблем создания эффективного ЛА, использующего энергию солнечного излучения и возможные пути их решения

Лучков А.Н.

МАИ, г. Москва

Интенсивно ведущиеся во всем мире исследования и разработки по созданию самолетов, использующих энергию солнечного излучения,

объясняются стремлением найти альтернативные более эффективные способы решения ряда народно-хозяйственных и оборонных задач, связанных с мониторингом земной поверхности, ретрансляции сигналов глобальной связи и др. Реализация рассматриваемого типа ЛА сопряжена с рядом технических сложностей, следствием которых является значительная геометрическая размерность ЛА при относительно небольших массах возимой полезной нагрузки. Цель работы: провести анализ проблем создания эффективного ЛА, использующего энергию солнечного излучения и предложить возможные пути их решения. Для достижения поставленной цели необходимо решение ряда задач:

- Проанализировать достигнутый уровень технологий, используемых при разработке ЛА рассматриваемого типа;
- Выявить особенности и специфические проблемы разработки ЛА;
- Провести оценку влияния применяемых технологий на уровень реализуемых характеристик;
- Провести анализ возможных путей решения выявленных проблем, выработать рекомендации.

Проведенный анализ показывает, что основная проблема реализации длительного полета ЛА – малый КПД всей системы преобразования энергии. Только 13% поступающей солнечной энергии может быть использовано для создания тяги двигателем.

Малые значения располагаемой энергии приводят к необходимости создания ЛА с малыми значениями удельной нагрузки на крыло и максимально возможными значениями удлинений крыла. В связи с этим ЛА рассматриваемого типа обладают большими геометрическими размерами.

Следствием этого является подверженность ЛА рассматриваемого типа влиянию ветровых порывов, что приводит даже при небольших значениях вертикального порыва к значительным вертикальным перегрузкам n_y . Этот факт ограничивает эксплуатационные возможности самолетов с использованием солнечной энергии.

Возможные пути решения

- Получение большего количества энергии от дополнительно размещаемых на ЛА панелей.
- Применение топливных элементов.
- Сбор статического электричества
- Микроволновая и лазерная передача энергии

Analysis of problems related to the development of an effective flying vehicle (FV) using energy of solar radiation, and possible ways of their solution

Luchkov A.N.
MAI, Moscow

R&D related to the development of aircraft using energy of solar radiation for sustaining and power-generating maintenance of flight, are intensively held all over the world. The reason for this is an aspiration for finding more efficient, alternative ways of completion of the range of national economic and defense tasks related to the surface monitoring, global communication signals' retransmission etc.

The implementation of a FV type considered presents a range of technical difficulties resulting from the FV's significant geometric dimensions together with a relatively low weights payload.

Work objective: to carry out an analysis of the problems related to the development of an efficient FV using the energy of solar radiation and to suggest possible ways of their solution.

In order of achieve this goal it is essential to complete the following tasks:

- To analyze the current level of technology applied when developing this type of aircraft.
- To identify characteristics and specific problems of developing the FV.
- To evaluate the impact of technologies applied on the level of characteristics being implemented.
- To analyze possible solutions to the problems identified and develop recommendations.

The analysis carried out shows that the major problem of the aircraft long flight implementation is a small efficiency of the whole energy conversion system. Only 13% of the incoming solar energy can be used to produce the engine drought.

Small values of the available energy lead to the necessity to develop a FV with small values of the unit load on the wing and maximum possible values of the wing's elongation. Due to that, the FV of this type have greater geometric dimensions.

As a result, there is an exposure of this type of FV to the gusts of wind. That leads to (even under mild values of the vertical gust) significant vertical overloads n_y . This fact limits the operational capabilities of an aircraft that uses solar energy.

Solutions proposed

- Getting more energy from the panels which are additionally placed on the aircraft
- The fuel cells' application

- Collecting of static electricity
- Microwave and laser energy transfer.

Разработка автономного следящего привода системы управления грузовым планирующим парашютом

Макаренко А.В., Самохина К.Е.

МАИ, г. Москва

Разрабатываются основы построения автономного следящего привода системы управления грузовым планирующим парашютом с использованием авиамодельного двигателя внутреннего сгорания.

Рассматриваемый автономный следящий привод системы управления парашютом состоит из кинематически связанных авиамодельного двигателя внутреннего сгорания (АДВС), управляемой электромагнитной муфты, электромагнитного тормоза, волнового редуктора шарикового, индукционного датчика обратной связи и барабана намотки (выпуска) стропы управления парашютом. Привод с АДВС воспроизводит три режима:

- Режим подтяга (уборки) стропы управления. В этом режиме авиамодельный двигатель внутреннего сгорания работает в штатном режиме, электромагнитная муфта находится во включенном состоянии, обеспечивая вращение выходного вала привода, электромагнитный тормоз обесточен. Происходит уборка стропы управления на соответствующую заданную величину. При достижении необходимой величины подтяга стропы электромагнитная муфта отключается, разъединяя вал АДВС с выходным валом привода, электромагнитный тормоз по сигналу системы управления переходит в рабочее состояние.
- Режим выпуска стропы управления. В этом режиме АДВС продолжает работать, электромагнитная муфта и тормоз полностью отключены, происходит свободное вращение вала привода под действием нагрузки. Выходной вал привода движется к согласованному положению, происходит вытягивание стропы. При достижении необходимого уровня сигнала стопорение выходного вала привода и барабана намотки происходит с помощью электромагнитного тормоза.
- Режим удержания в синхронном положении. Соответствует ситуации, когда сигнал управления попадает в зону нечувствительности. АДВС работает, муфта отключена, электромагнитный тормоз включен, обеспечивая надежное стопорение вала привода и барабана намотки.

При использовании описанной схемы автономный следящий привод рассчитан на обеспечение до 6 полных циклов перекладки стропы

управления парашютом по 98 секунд каждый. Общее время работы привода достигает 600 секунд. Разработанный автономный привод с АДВС имеет мощность 1.5 кВт и массу порядка $9,5 \text{ кг}$.

Использование разработанного привода позволяет в 3 раза снизить массу системы управления по сравнению с традиционными типами приводов (электроприводом с химическим источником тока, электроприводом с порошковыми муфтами, пневмоприводом с баллоном сжатого газа и пневмоприводом с твердотопливным газогенератором).

Development of the independent watching drive of a control system of the cargo planning parachute

Makarenko A.V., Samokhina K.E.
MAI, Moscow

Bases of creation of the independent watching drive of a control system of the cargo planning parachute with use of an aircraft model internal combustion engine are developed.

The watching drive of a control system of a parachute considered autonomous consists of kinematic connected aircraft model internal combustion engine (AMICE), the managed electromagnetic sleeve, an electromagnetic brake, a wave reducer of the ball, induction feedback sensor and a drum of winding (release) of sling of management of a parachute. The drive with AMICE reproduces three modes:

- Mode subdraft (cleaning) of sling of management. In this mode the aircraft model internal combustion engine works in the regular mode, the electromagnetic sleeve is in the included state, providing rotation of an output shaft of the drive, the electromagnetic brake is deenergized. There is a cleaning of sling of management on the corresponding prescribed value. At achievement of necessary size subdraft of sling the electromagnetic sleeve is switched-off, disconnecting AMICE shaft with an output shaft of the drive, the electromagnetic brake on a signal of a control system passes into operating condition.
- Mode of release of sling of management. In this AMICE mode continues to work, the electromagnetic sleeve and a brake are switched completely-off, there is a free rotation of the drive shaft under the influence of loading. The output shaft of the drive moves to the coordinated situation, there is a sling pulling. At achievement of necessary level of a signal latching of an output shaft of the drive and drum of winding happens to the help of an electromagnetic brake.
- The deduction mode in synchronous situation. Corresponds to a situation when the signal of management gets to a dead zone. AMICE

works, the coupling is switched-off, the electromagnetic brake is included, providing reliable latching of the drive shaft and drum of winding.

When using of the described scheme the independent watching drive is expected providing to 6 full cycles of a turn of sling of management of a parachute for 98 seconds everyone. The general operating time of the drive reaches 600 seconds. The developed independent drive with AMICE has the power of 1.5 kW and weight about 9,5 kg.

Use of the developed drive allows to reduce by 3 times the mass of system management in comparison with traditional types of drives (the electric drive with a chemical current source, the electric drive with powder couplings, a pneumatic actuator with a cylinder of a compressed gas and a pneumatic actuator with a solid-fuel gas generator).

Основные требования к аварийстойкой топливной системе вертолета

Маковецкий М.Б., Пугачев Ю.Н.
МАИ, г. Москва

Целью данной работы является разработка топливной системы вертолета, способной сопротивляться разрушению при жесткой посадке. Разрушение топливных баков и агрегатов топливной системы приводит к разливу топлива при жесткой посадке, что часто является причиной пожара, возникновение которого влечет за собой гибель экипажа и пассажиров. В связи с этим в нормах летной годности АП-29 возникло требование в разделе 29.952 “Стойкость к разрушению топливной системы”.

Анализ статистики крупных происшествий зарубежной авиационной техники обозначил актуальность данной проблемы. Исследование 1317 происшествий с участием вертолетов показало, что хотя пожар возникал лишь в 8.7% происшествий, он стал причиной 60.4% всех смертельных исходов. Кроме того, было установлено, что 78.5% послеаварийных пожаров возникли в результате повреждения топливных элементов и/или топливных трубопроводов. Исследования показали, что возгорание разлитого топлива происходило, как правило, при контактах с горячими поверхностями, искр от трения металлических конструкций, электрических приборов и статического электричества. Отсюда был сделан вывод, что наиболее рационально решить проблему послеаварийных пожаров можно, уменьшив утечки топлива при повреждении элементов топливной системы. Для достижения данных целей требуется разработать мягкие топливные баки и аварийстойкие агрегаты топливной системы.

Согласно требованиям АП-29, раздел 29.952, топливные баки современных вертолетов должны быть спроектированы таким образом,

чтобы не допускать утечки топлива при падении с высоты 15.24 метра без начального ускорения на жесткую недеформируемую поверхность, при этом баки должны быть заполнены на 80% водой. Испытываемые баки должны находиться в контейнере, имитирующем конструкцию вертолета. Одним из конструктивных вариантов, позволяющих выполнить указанное требование, является использование мягких топливных баков (МТБ), состоящих из прорезиненной ткани с жестким кордом.

Задача разработки мягких топливных баков включает в себя разработку и выбор твердой текстильной ткани, резины, клея и технологии изготовления мягкого топливного бака, расчет на прочность и стендовые испытания согласно АП-29 п. 952.

Задача разработки агрегатов аварийстойкой топливной системы включает в себя разработку и испытания клапана слива, дренажного клапана и разрывных фитингов согласно SAEARP1616A. Данные агрегаты должны иметь слабое звено, разрушающееся при заданных нагрузках, и герметизироваться при разрушении.

Basic requirements for the helicopter crash-resistant fuel systems

Маковецкий М.В., Пугачев У.Н.

MAI, Moscow

The aim of this work is to develop a helicopter fuel system, which is able to resist fracture during a hard landing. The destruction of the fuel tanks and fuel system units leads to oil spills in case of hard landing, which is often cause fire and the death of the crew and passengers. In this regard, the airworthiness AP-29 requirement 29.952 "Resistance to degradation of the fuel system" appeared.

Analysis of the statistics of major accidents foreign aviation technology outlined the urgency of the problem. A study of 1317 accidents showed that, although only 8.7 percent of the accidents resulted in fire, 60.4 percent of all the fatalities occurred in those fire accidents. This study also found that 78.5 percent of the postcrash fires could be attributed to ruptured fuel cells and/or fuel lines. Studies have shown that ignition of the spilled fuel is usually in contact with hot surfaces, sparks from the friction of metal structures, electrical equipment, and static electricity. It was therefore concluded that the most rational way to solve the problem of postcrash fires can reduce the leakage of fuel elements in the fuel system damage. To achieve the set goals requires the development of crash-resistant bladder fuel cells and self-sealing breakaway valves and fittings.

According to the AP-29, Section 29.952, the fuel cells of modern helicopters must be designed in such a way as to prevent fuel leakage if dropped from a height of 15.24 meters without initial acceleration on the rigid

surface, the tanks must be filled to 80% water. The test tanks must be in a container simulating design of the helicopter. One of the design options, allowing to fulfill this requirement is the use of crash-resistant bladder fuel cells consisting of rubberized fabric with a hard cord.

The task of developing crash-resistant bladder fuel cells includes the development and variety of solid textile fabric, rubber, adhesive and manufacturing of soft fuel tank strength calculation and bench tests according to the AP-29, Section 29.952.

The task of developing unit crash-resistant fuel system includes the development and testing of sump drain valves, vent valves and self-sealing breakaway valves according to the discontinuous SAE ARP1616A. These units have to have a weak link, collapsing under a given load, and seal the fracture.

Инженерно-психологический анализ теоретических моделей высокоавтоматизированных систем «летчик-самолет»

Меликова М.Б., Пронин Ю.А.
ЛИИ им. М.М. Громова, г. Жуковский

В докладе представлены результаты инженерно-психологического анализа влияния моделей «человеческого фактора» на разработку логики высокоавтоматизированных систем современных пассажирских самолетов. Общая концепция «идеального объекта управления», определяющая направления автоматизации, находится в соответствии с моделями высокоуровневого управления, снижения рабочей нагрузки, предотвращения ошибок оператора.

The engineering-psychological analysis of highly-automated pilot-vehicle system models

Melikova M.B., Pronin Yu.A.
Flight Research Institute, Zhukovsky

The report discloses the results of psychological analysis of the way the HF models influence the development of highly-automated systems onboard modern civil aircraft. The concept of “ideal control object”, determining automation properties, corresponds to the following models: high-level control, workload reduction, operator error prevention.

Перспективы развития беспилотных авиационных комплексов воздушного старта

Моисеев Г.В.

НПО «ОКБ им. М.П. Симонова», г. Казань

В настоящее время беспилотные авиационные комплексы (БАК) воздушного старта (ВС) развиты в меньшей степени по причинам зависимости от самолета (вертолета)-носителя и ограниченными массогабаритными характеристиками.

Тем не менее ведущие страны занимаются разработкой БАК ВС вследствие следующих их преимуществ: а) возможность оперативной доставки носителем к району применения; б) упрощенная синхронизация действий с пилотируемыми авиационными комплексами и командными пунктами ВКС; в) глубокая интеграция в структуру инженерно-технического обеспечения ВКС, обслуживание штатными специалистами по авиационному вооружению.

К примеру, перспективный авиационный комплекс США F-35 имеет в номенклатуре вооружения три беспилотных летательных аппарата БЛА ВС, выполняющих функции авиационной ложной цели, постановщика помех и ударного БЛА. Вертолеты АН-64 израильских ВВС оснащаются «тубусными» складными мини-БЛА, выполняющих функции загоризонтной оптической разведки, поиска цели и нанесения удара.

Сферами применения БАК ВС могут являться: а) прикрытие пилотируемых самолетов (вертолетов) при преодолении и вскрытии системы ПВО противника (авиационные ложные цели и постановщики помех); б) расширение информационного поля носителя, детальная доразведка цели перед нанесением удара носителем, поиск целей в заданном районе (БЛА радиотехнической, радиолокационной, тепловой или оптической разведки); в) нанесение удара по нескольким целям одновременно несколькими БЛА ВС, загоризонтное поражение целей, подавление системы ПВО без входа носителя в зону поражения (БЛА ВС с боевой частью или оружием на новых физических принципах).

Характерными требованиями к БЛА ВС являются: а) массогабаритные характеристики, обеспечивающие установку на внешние или внутрифюзеляжные точки подвески носителя, в том числе складывающиеся аэродинамические поверхности; б) соответствие условий старта БЛА ВС летно-техническим характеристикам носителя; в) обеспечение механической, электрической и информационной стыковки с системами носителя.

БЛА ВС могут решать задачи как в интересах самого носителя, так и авиационной группы. Носитель в данном случае выполняет функции воздушного пункта управления (ВзПУ) БЛА ВС. Развитием такого

направления является пилотируемо-беспилотной авиационный комплекс с расширенными функциональными возможностями.

В настоящее время в нашей стране разрабатывается один из типов БЛА ВС на основе серийного БЛА наземного старта. Размещение выполняется на вертолете-носителе типа Ми-8 без его конструктивной доработки с целью противодействия системам ПВО противника.

Prospects for the development of unmanned air-launched aircraft systems

Moiseev G.V.

SDO "OKB M.P. Simonov", Kazan

Currently, unmanned aircraft systems (LHC) air-launched (BC) developed to a lesser extent, for reasons depending on the aircraft (helicopter) booster and limited weight and size characteristics.

Nevertheless, the leading countries are developing the LHC sun due to the following advantages of: a) the ability to timely delivery of the carrier to the area of application; b) simplified synchronization operations with manned aviation systems and command posts videoconferencing; c) the structure of the deep integration engineering support videoconferencing, maintenance staff specialist on aviation armament.

For example, promising aviation complex of the US F-35 has three arms nomenclature UAVs performing the aviation function decoy, jammer and impact of UAVs. Helicopters AH-64 Israeli Air Force are equipped with foldable mini-UAVs perform the functions of the optical horizon reconnaissance search target and strike.

The application areas for the LHC sun can be: a) a cover piloted aircraft (helicopters) and the autopsy in overcoming enemy air defense systems (aircraft decoys and jammers); b) the extension of the field of information media, detailed additional exploration target before striking the carrier search purposes in a given area (UAV radio, radar, thermal or optical reconnaissance); c) striking several targets simultaneously in several UAV aircraft-horizon loss purposes, the suppression of air defense system without entering the media in the affected area (UAV aircraft with a warhead or weapon on new physical principles).

Specific requirements for UAVs VS are: a) weight and size, for installation on external or internal point of suspension media, including folding airfoils; b) compliance with the conditions of the start of the Armed Forces UAV flight characteristics support; c) providing mechanical, electrical and information systems docking carrier.

Armed Forces UAVs can solve the problem in the interest of the media and aviation groups. The carrier in this case functions as an air control point

(ACP) UAV aircraft. The development of such areas is manned-unmanned aircraft systems with enhanced functionality.

Currently in our country developed a type of UAV sun on the basis of serial UAV ground start. Accommodation is done in a helicopter-carrier Mi-8 without structural improvements to counter enemy air defense systems.

Применение дискретной дисковой вихревой теории при расчете нагрузок на режиме неустановившегося вращения вертолета

Николаева М.Н.¹, Николаев Е.И.²

¹КНИТУ-КАИ, ²КВЗ, г. Казань

Одним из наиболее опасных для вертолета являются нагрузки, возникающие в результате маневров на режиме неустановившегося вращения (п. 29.351 Условия скольжения АП-29). Рекомендательный циркуляр АС29-2С Винтокрылые ЛА транспортной категории не требует в виду опасности маневра проведения конструктивных летных испытаний. Он является стандартом для проектирования конструкции. Поэтому расчет нагрузок на этих режимах является важным для обеспечения прочности и надежности винтокрылой авиационной техники.

Наиболее важным в расчете нагрузок на хвостовую балку при неустановившемся вращении является определение индуктивных скоростей при нестационарном обтекании рулевого винта. В процессе вращения вертолета угол атаки рулевого винта изменяется от нуля до 90 градусов за непродолжительное время в процессе изменения общего шагарулевого винта от балансировочного положения до положения на верхнем упоре и обратно.

Самым подходящим методом для расчета нагрузок в таких неустановившихся условиях обтекания являются методы нелинейной нестационарной аэродинамики (лопастной вихревой теории или несущей поверхности, например, в варианте вихревых рамок). Но для проектировочных расчетов можно пользоваться методом дискретных вихревых цилиндров, разработанных авторами доклада на базе дисковой вихревой теории Шайдакова. Это позволяет сократить время, необходимое для получения нагрузок без проведения летного эксперимента.

В докладе приведены основные принципы, использованные при построении метода дискретных вихревых цилиндров. Показана возможность применения метода для расчета индуктивных скоростей при численном интегрировании уравнений движения вертолета для определения нагрузок на переходных режимах полета вертолета. Приведены результаты расчетов нагрузок на валу рулевого винта при неустановившемся вращении.

Use of the discrete vortex cylinder method when the loads calculating on helicopter unsteady rotation regimes

Nikolaeva M.N.¹, Nicolaev E.I.²

¹KNRTU-KAI, ²Kazan Helicopters, Kazan

One of the most dangerous for the helicopter is loads resulting from the maneuvers on a mode of unsteady rotation (29.351sliding conditions CS-29). Advisory Circular AC 29-2C Rotary-wing aircraft transport category does not require in mind the dangers of structural maneuver flight tests. It is the standard for structural design. Therefore, the calculation of loads on these modes is important for ensuring the strength hand reliability of the rotary-wing aircraft.

Most important in the calculation of loads on the tail boom during unsteady rotation is to determine the induced velocity at unsteady flow tail rotor. During of the helicopter rotation the tail rotor angle of attack varies from zero to 90 degrees for a short time in the process of changing the collective pitch of the tail rotor balancing position to position on the upper stop and back.

The most appropriate method for calculating the load in such unsteady flow conditions are methods of nonlinear unsteady aerodynamics (finite-blade vortex theory or lifting surface theory, for example, in an embodiment of the vortex frames). But for the calculation of the design, you can use the method of discrete vortex cylinder, developed by the authors on the basis of actuator disk vortex Shaydakov's theory. This reduces the time required to obtain loads without a flight experiment.

The paper presents the basic principles used in the construction of the method of discrete vortex cylinder. The possibility of applying the method to calculate the induced velocity in the numerical integration of motion equations of the helicopter to determine the loads on transient helicopter flight. The results of calculation of loads on the tail rotors haft at unsteady rotates.

Исследование зон динамической неустойчивости вертолета на земле с влиянием упругости лопастей

Николаев Е.И.¹, Пантюхин К.Н.²

²КНИТУ-КАИ, ¹КВЗ, г. Казань

Исследование динамической устойчивости вертолета на земле в большинстве случаев связано с таким явлением, как земной резонанс. Земной резонанс представляет собой автоколебания вертолета на земле с нарастающей амплитудой. Причиной такого раскачивания является взаимодействие колебаний лопастей относительно шарниров, особенно вертикального, с колебаниями корпуса вертолета на шасси.

Вертолет представляет собой сложный механизм и поэтому при построении математических моделей для экономии вычислительных ресурсов вводились допущения и упрощения, которые с достаточной точностью коррелируются с экспериментом. В настоящее время исследователь обладает немалыми вычислительными ресурсами поэтому имеется возможность построения более сложных математических моделей, позволяющих решать задачу расчета зон «земного» резонанса более подробно.

В докладе представлена математическая модель вертолета, корпус которого имеет шесть степеней свободы, и упругие лопасти, которые имеют три степени свободы в узле крепления к втулке. Взлетно-посадочное устройство (шасси) вертолета в модели представляется матрицей податливости. Уравнения движения вертолета получены с применением уравнений Лагранжа 2-го рода, а уравнения упругих колебаний лопасти получены с использованием широко известного метода Галеркина. Математическая модель упругой лопасти учитывает только первые три формы совместных изгибно-изгибно-крутильных колебаний.

Следуя описанной выше математической модели, с использованием математических пакетов программирования Maple и Matlab разработан комплекс программ. В диапазоне от нуля до рабочих оборотов несущего винта проведен расчет зон динамической неустойчивости вертолета на земле. Сравнение результатов, полученных методом Р. Коулмена, с по математической модели с жесткими лопастями и экспериментальными данными для вертолета АНСАТ показали, что модель Р. Коулмена не позволяет выявить опасную зону, полученную в эксперименте. Разработанные авторами доклада математические модели с жесткой и упругой лопастью позволяют определить полученную в эксперименте опасную зону.

Модель с упругими лопастями позволяет выявить ряд дополнительных зон неустойчивого движения вертолета, которые могут иметь существенное значение.

Investigation of the helicopter dynamic instability zones on the ground with flexible blades

Nikolaev E.I.¹, Pantyukhin K.N.²
²KNRTU-KAI, ¹Kazan Helicopters”, Kazan

Investigation of the dynamic helicopter stability on the ground, in most cases due to the phenomenon of ground resonance. Ground resonance is helicopter oscillations on the ground with increasing amplitude. The reason for this is the interaction of rocking vibrations of the blades relative hinges,

especially lead-lag hinge, with oscillations of to the helicopter body on landing gear.

Helicopter is a complex mechanism and therefore, when constructing mathematical models for save computing resources introduced assumptions and simplifications, which with sufficient accuracy correlated with experiment. Currently, researchers have considerable computing resources so it is possible to build more complex mathematical models to solve the problem of calculating the zones of ground resonance in more detail.

The mathematical model of the helicopter describes when the helicopter body has six degrees of freedom and the flexible blade have three degrees of freedom in node attachment to the hub. Landing gear of the helicopter models represented flexibility matrix. The motion equations of the helicopter obtained using the Lagrange's equations and the equations of flexible vibrations of blades obtained using the well-known Galerkin's method. Mathematical model of flexible blade considers only the first three forms of hinges flexural flexural-torsional vibrations.

Following the above-described mathematical model using mathematical programming packages Maple and Matlab developed complex programs. In a range from zero to operating rotation of the main rotor calculated the zones of dynamic helicopter instability on the ground. Comparison of the results obtained by R. Coleman, a mathematical model of a rigid blades and the experimental data for the helicopter ANSAT showed that the model R. Coleman cannot identify the danger zone, resulting in the experiment. Developed by the authors of the mathematical model with rigid and flexible blade can determine experimentally obtained the danger zone.

The model with flexible blades identifies several additional zones of unstable motion of the helicopter, which can be significant.

Современные технологии оптимизации стандовой обработки различных систем и ЭУ

Зароченцев С.Г., Ковалев В.И., Пастухов А.А.
НПО Энергомаш, г. Химки

В НПО Энергомаш разработка технологии имитационного моделирования началась в конце 90-х годов применительно к оптимизации стандовой обработки непрерывного химического лазера (НХЛ). Была создана адекватная имитационная модель основного элемента НХЛ – резонатора, позволившая не только определить причины нестабильного уровня выходной мощности, но и найти способ купирования этого явления за счет создания системы экстремального регулирования положения оптической оси по критерию максимальной мощности [1].

В 2003 году на базе высоких технологий была внедрена в практику огневых испытаний мощных ЖРД стендовая система функциональной диагностики (ССФД) основных стендовых и двигательных параметров [2]. Система позволяет не только регистрировать, обрабатывать и отображать в реальном масштабе времени информацию от пяти штатных систем, но и обмениваться этой информацией с ФКП НИЦ РКП, а также рядом предприятий Роскосмоса по защищенному каналу связи (VipNet) [3].

В настоящее время с целью сокращения сроков разработки имитационных моделей, обычно требующих «ручной работы», авторами была предложена современная технология нейросетевого имитационного моделирования (НИМ), приведены ее описание, а также примеры внедрения.

В частности, приведены результаты работы по тематике полимерных присадок к горючему ЖРД, вводимых для повышения КПД турбонасосного агрегата(ТНА) ЖРД. Сложность процессов, происходящих в ТНА, не позволяет строить точные математические модели. Поэтому для определения оптимальной концентрации присадки требуется проведение большого количество дорогостоящих натуральных испытаний.

В этой связи была разработана и программно реализована нейросетевая имитационная модель напора насоса горючего ТНА, позволяющая строить зависимости напора от объемного расхода и концентраций присадки в диапазоне 0 - 0.1%. На основе этих данных удалось уточнить оптимальную концентрацию, оказавшуюся в диапазоне 0.01-0.02%, что в 3 раза меньше, чем значение 0.06%, полученное ранее.

1. Калинин В.Н., Ковалев В.И., Пирогов Н.А. Экстремальное регулирование положения оптической оси резонатора непрерывного химического лазера. // Труды НПО «Энергомаш». М., 2000. №18. С.398-409.
2. Квас В.И., Ковалев В.И., Худяков В.Н. Стендовая система функциональной диагностики ракетных двигателей на основе информационно-измерительных технологий и имитационного моделирования. // Мир измерений. М. 2013. №9, С.32-36.
3. Ковалев В.И. Имитационное моделирование – эффективное средство разработки различных систем и ЭУ. Сборник докладов Aerospace Testing. М. 2014. С. 222-230

Modern technologies of optimization of bench development of the various systems and EU

Zarochentsev S.G., Kovalyov V.I., Pastuhov A.A.
NPO Energomash, Khimki

The development of the technology of simulation modeling at NPO Energomash began in the late nineties in order to optimize bench development of the continuous chemical laser (NHL). The adequate simulating model of a basic element of the NHL - the resonator was created, which allowed not only to define the reasons of unstable level of output power, but also to find a way of elimination of this phenomenon due to creation of system of optical axis extreme position control in accordance with criterion of the maximum power [1].

In 2003 on the basis of high technologies the bench system of functional monitoring (BSFD) of the key bench and engine parameters [2] was introduced in the practice of fire tests of powerful LPREs. The system allows not only to register, process and display in real time information from five flight systems, but also to exchange this information with FKP Research Center RKP, and also a number of the enterprises of Roskosmos for the protected communication channel (VipNet) [3].

Now for the purpose of development reduction of the imitating models which are usually demanding "handwork", authors offered modern technology of the neural network imitating modeling (NNIM), its description, and also introduction examples are provided.

In particular, results of work on subject of the polymeric additives to LPRE fuel entered for increase of efficiency (TNA) LPRE turbo-pump unit are given. Complexity of the processes happening in TNA doesn't allow to build exact mathematical models. Therefore determination of optimum concentration of additive requires carrying out big number of expensive natural tests.

In this regard it was developed and the neural network imitating model of a pressure of the pump of TNA fuel allowing to build dependences of a pressure on a volume expense and concentration of additive in the range of 0 - 0.1% is programmatically realized. On the basis of these data it was succeeded to specify the optimum concentration which appeared in the range of 0.01-0.02% that is 3 times less, than the value of 0.06% received earlier.

1. Kalinchuk V.N., Kovalyov V.I., Pies N.A. Extreme regulation of provision of an optical axis of the resonator of the continuous chemical laser.//Works of NPO Energomash. M, 2000. No. 18. Page 398-409.
2. Kvak V.I., Kovalyov V.I., Khudyakov V.N. Bench system of functional diagnostics of rocket engines on the basis of information and measuring technologies and imitating modeling.//World of measurements. M 2013. No. 9, S.32-36.

3. Kovalyov V.I. Imitating modeling - an effective remedy of development of various systems and EU. Collection of reports of Aerospace Testing. M 2014. Page 222-230.

Выбор критериев для решения задачи автоматизации компоновки БРЭО

Петров И.А., Клягин В.А.
МАИ, г. Москва

Целью данной работы являлось разработка критериев для автоматизированного решения задачи компоновки блоков радиоэлектронного оборудования (БРЭО), которая необходима для создания автоматизированной системы компоновки летательных аппаратов (ЛА).

Первым этапом являлось рассмотрение классификации характеристик самолета, которые влияют на его эффективность, на предмет зависимости от компоновки БРЭО. Далее была установлена связь между тактическими, техническими, технологическими, эксплуатационными, экономическими и характеристиками надежности и выживаемости самолета и параметрами размещения БРЭО. На основании чего был составлен список характеристик компоновки. Среди них выявлены граничные условия и малочувствительные характеристики, которые явно не подходят в качестве критериев. По результатам анализа, были отобраны для дальнейшего исследования следующие:

- Плотность компоновки
- Масса коммуникаций
- Инерционные характеристики

Вторым этапом работы было исследована чувствительность на примере тестовой задачи, которая заключается в размещении заданного числа стандартных блоков в прямоугольном объеме (подобие отсека). Рассмотрены следующие варианты:

- Максимально плотной компоновки блоков без учета граничных условий;
 - Вариант с поперечным размещением блоков и отвечающий требованиям собираемости;
 - Вариант с поперечным размещением блоков и отвечающий требованиям собираемости;
 - Вариант с продольным размещением блоков и отвечающий требованиям собираемости;
 - Модифицированный вариант, отвечающий требованиям собираемости, в котором блоки менялись местами
- Каждый вариант оценивался по исследуемым критериям.

Результатом выполненной работы является предложение и обоснование использования критериев для автоматизированного решения задачи компоновки БРЭО и их численное сравнение при решении тестовой задачи. В дальнейшем необходимо исследовать возможность свертки в аддитивный критерий с коэффициентами относительной стоимости каждого параметра.

Selection of criteria for solving problem automation layout avionics

Petrov I.A., Klyagin V.A.

MAI, Moscow

The aim of this work was to development of criteria for automate solving the problem layout blocks of electronic equipment and avionics which is necessary to create automated systems for flying machines design.

The first step was to review the classification of the characteristics of the aircraft, which depending on the layout of the avionics. Next, links has been established between the tactical, technical, technological, operational, economic and x and reliability and survivability of the aircraft and the parameters avionics layout. Based on what has compiled a list of layout's characteristics. Among them are found the boundary conditions and insensitive characteristics that are clearly unsuitable as benchmarks. According to the analysis, were selected for further study are as follows:

- Assembly density
- Mass of communications
- Inertia characteristics

The second stage of work was investigated by the example of the sensitivity of the test task, which consists of placing a predetermined number of blocks in a rectangular volume (similarity compartment). Consider the following options:

- Maximum dense layout blocks without boundary conditions;
- Layout with cross placement of units with assembly requirements;
- Layout with cross placement of units with assembly requirements (some blocks exchange positions, 2 variants);
- Layout with longitudinal placement of units, with assembly requirements;

Each option was evaluated at exploring criteria.

The result of the work is to offer criteria and justification for automated solutions task layout avionics and numerical comparison in solving test problem. In the future, we need to explore the possibility of additive convolution criterion with relative ratios value of each parameter.

Винт с щелевыми лопастями

Славгородская А.В., Китаев М.В., Славгородский В.М.
ДФУ, г. Владивосток

Разработана модель винта для создания упора на границе вода-воздух и воздушного, имеющих щелевые отверстия.

Идея подобных винтов возникла из истории развития и совершенствования крыло подобных объектов морской техники. Так траловая доска – приспособление для раскрытия трала по своей форме с увеличением скорости, объемов траления от криволинейной вогнутой формы трансформировалась в щелевую с волнообразной входной кромкой. Подобная конструкция имеет более стабильное положение, исключая случающиеся завёрты трала - самое из нежелательных явлений в рыбном промысле.

Природные объекты также послужили прототипом. Например, группа ученых под руководством Кая Рихтера из аэрокосмического агентства DLR в Германии оснастила лопасти экспериментального вертолета неровностями по краю наподобие волнистых краев плавников китов-горбачей, которые при движении увеличивают подъемную силу. Для этого исследователи изготовили много одинаковых резиновых 6-миллиметровых полусфер, покрыли этими выложенными в ровный ряд полусферами лопасти экспериментально вертолета и наблюдали, как они себя после этого будут вести.

Разницу смогли зафиксировать не только сложные приборы, но и сами пилоты. Они отметили, что пилотирование упростилось, так как возросла стабильность полета вертолета на больших скоростях, уменьшилась вибрация, полет стал более плавным.

Винты ветрогенераторов с увеличением диаметров исполнения от классической схемы с сужающимися кончиками лопастей перешли к закреплению концов лопастей в виде петли Мебиуса заметно снизив вибрацию и соответственно шум.

Разработанная модель 4-х лопастного винта образуется из гнутой определенным образом фигурной пластины. Стабилизирующая щель образуется чередующейся выпуклостью и вогнутостью входящей и выходящей кромок. Однако с увеличением оборотов может быть образована только за счет упругих деформаций лопасти.

Конструкция движителя на границе вода–воздух должна способствовать расширению границ дальности плавания маломерных судов с динамическими принципами поддержания.

The screw with slot-hole blades

Slavgorodskaya A.V., Kitaev M.V., Slavgorodskiy V.M.
FEFU, Vladivostok

The screw model is developed for creation of an emphasis on border water-air and air, having slot-hole openings.

The idea of similar screws arose from history of development and improvement a wing of similar objects of sea equipment. So trawling board – the adaptation for disclosure of a trawl in the form with increase in speed, sweeping volumes from a curvilinear concave form was transformed in slot-hole with a wavy entrance edge. The similar design has stable position, excluding the happening trawl twist - most of the undesirable phenomena in fishery.

Natural objects also served as a prototype. For example, the group of scientists under the leadership of Kai Richter from space agency DLR in Germany equipped blades of the experimental helicopter with roughness's on edge like wavy edges of fins of whales which at the movement increase carrying power. For this purpose researchers made a lot of identical rubber by the 6-mm hemispheres, covered these blade which are laid out in an equal number experimentally of the helicopter and observed how they after that will conduct themselves.

The difference could be recorded not only difficult devices, but also pilots. They noted that piloting became simpler as stability of flight of the helicopter at big speeds increased, vibration decreased, flight became smoother.

Screws of wind generators with increase in diameters of execution from the classical scheme with the narrowed tips of blades passed to fixing of the ends of blades in the form of Mobius's loop considerably having reduced vibration and respectively noise.

The developed model of the 4-bladed screw is formed of a figured plate bent definitely. The stabilizing slot-hole is formed by the alternating camber and concavity of the entering and leaving edges. However with increase in turns it can be formed only due to elastic deformations of the blade.

The propeller design on border water-air has to promote expansion of limits of range of swimming of small size vessels with the dynamic principles of maintenance.

Аэродинамические характеристики дирижабля с вращающимися винтами при его движении через атмосферные струйные течения

Та Суан Тунг, Семенчиков Н.В.
МАИ, г. Москва

Проведено численное исследование аэродинамических характеристик дирижабля с вращающимися винтами при его движении через

атмосферные струйные течения различного типа. Решение задачи осуществлялось с помощью программного комплекса Ansys Fluent 15 (лицензия № 00632255) и дополнительных программ авторов.

Моделирование обтекания и расчет аэродинамических характеристик дирижабля с винтами были проведены при его взаимодействии с вертикальной воздушной струей, натекающей под углом $\alpha = 90^\circ$ на дирижабль со стороны винтов, расположенных под корпусом дирижабля, и с боковой поперечной струей, ось которой составляла угол $\beta = 90^\circ$ с его базовой плоскостью. Число Рейнольдса было равно $Re = 5,3 \times 10^6$, число оборотов винтов - $n = 3000$ об/мин. Дирижабль имел трапециевидные консоли оперения с профилем NACA 0006. Рули отклонены не были, gondola отсутствовала, носовое усиление корпуса в расчетах не учитывалось. Течение в окрестности корпуса предполагалось турбулентным.

В результате расчетов были установлены особенности обтекания и распределения сил давления и сил трения по элементам дирижабля в присутствии вращающихся винтов, получены зависимости коэффициентов аэродинамических суммарных сил и моментов дирижабля с винтами и без винтов от определяющих параметров.

Показано, что при пересечении дирижаблем границ струйного течения абсолютные величины коэффициентов аэродинамических сил и моментов дирижабля, как без винтов, так и с вращающимися винтами могут в несколько раз превышать их значения в свободном от струйного течения пространстве, и тогда, когда дирижабль полностью находится в струйном течении.

Когда дирижабль перемещается через вертикальную струю, влияние следа от винтов не изменяет характера протекания коэффициентов продольной и нормальной сил, а также момента тангажа дирижабля по параметру, определяющему расположение дирижабля относительно центра струйного течения, но приводит к увеличению максимальных абсолютных величин этих коэффициентов в среднем на 20%.

При перемещении дирижабля через поперечную струю влияние следа от винтов на аэродинамические характеристики дирижабля оказывается более значительным. Изменяется не только характер протекания коэффициентов аэродинамических сил и моментов по определяющему параметру, но и их максимальные абсолютные величины по сравнению со случаем, когда вращение винтов не учитывается.

Aerodynamic characteristics of an airship with rotating propellers during movement through the atmospheric jet streams

Ta Suan Tung, Semenchikov N.V.

MAI, Moscow

A numerical investigation of the aerodynamic characteristics of an airship with rotating propellers during movement through the atmospheric jet streams of various types was conducted. The solution to this problem was obtained using the ANSYS FLUENT 15.0 software package (License number: 00632255) and additional software by the authors.

Flow simulations and calculation of aerodynamic characteristics of an airship with propellers were carried out with interactions with the vertical air stream, impingement angle of $\alpha=90^\circ$ to the airship on the side of the propellers, located under the hull of the airship, and with the lateral transverse stream, axis of which makes the angle $\beta=90^\circ$ from the plane of its base. The Reynolds number equals $Re=5,3 \times 10^6$, number of revolutions of the propeller, $n=3000$ rev/min. The airship has trapezoidal empennage consoles with NACA 0006 profile. Deflected rudders were not there, nacelle was absent, the fore reinforcement of the hull was not considered in the calculations. The flow in the vicinity of the body was assumed to be turbulent.

In the results of the calculations, the flow features and the distributions of the pressure and friction forces on elements of the airship in the presence of rotating propellers were established, dependencies of coefficients of total aerodynamic forces and moments of the airship with propellers and without propellers were obtained from defined parameters.

It is shown that, during the intersection of the airship with the borders of the jet stream, the absolute values of the coefficients of the aerodynamic forces and moments of the airship, with and without rotating propellers could be several times higher than their values in the free jet stream space, and when the airship is completely in the jet stream.

When the airship moves through the vertical stream, the effect of the traces of the propellers does not change the character of the flow coefficients of longitudinal and normal forces, and also the pitching moment of the airship on the parameter that defines the position of the airship relative to the centre of the jet stream, but leads to an increase in the maximum absolute values of these coefficients by 20% in average.

During movement of the airship through the transverse jet stream, the effect of the traces of the propellers on the aerodynamic characteristics of the airship appears to be more significant. Not only does the character of the flow coefficients of the aerodynamic forces and moments on defined parameters change, but also their maximum absolute values in comparison with the case where rotation of the propellers were not considered.

Расчетно-экспериментальное исследование собственных форм, частот и частотного отклика приборной панели вертолета

Усов А.В.¹, Неделько Д.В.², Мухаметшин Т.А.²

¹КНИТУ-КАИ, ²КВЗ, г. Казань

Вертолет, как специфическое воздушное судно подвергается воздействию крайне асимметричной, турбулентной аэродинамической среды, в результате этого возникают очень высокие вибрационные нагрузки. Также требование минимально возможного веса конструкции вертолета приводит к тому, что вертолет имеет нежесткий корпус с высокой модальной плотностью и значительную динамическую характеристику. В связи с этим наиболее остро встает вопрос об определении частотных характеристик агрегатов и оборудования, установленных на вертолете с целью недопущения резонансных явлений.

В данной работе проводится расчетно-экспериментальное исследование собственных форм, частот и частотного отклика приборной панели. К приборным панелям вертолета предъявляются высокие требования по уровню вибраций, т.к. высокий уровень вибраций может нарушить работу навигационного оборудования и затруднить считывание показаний приборов.

В докладе представлен расчет собственных частот и форм колебаний приборной панели, сравнение результатов расчета с экспериментальными данными и выработка рекомендаций по снижению уровня вибраций. Расчет проводился методом конечных элементов с помощью лицензионного комплекса «NXNastran». Показана возможность конструктивной отстройки собственных частот колебаний конструкции для соответствующего снижения уровня вибраций.

Numerical and experimental investigation of own forms, frequency and frequency response of helicopter dashboard

Usov A. V.¹, Nedelko D. V.², Myhametshin T. A.²

¹KNRTU-KAI, ²Kazan Helicopters, Kazan

Helicopter as a specific aircraft is exposed to an extremely asymmetrical, turbulent aerodynamic environment, as a result, an extremely high vibration loads appears. Also, according to demands of lowest possible weight the structure of the helicopter leads to the fact that the helicopter has a non-rigid body with high modal density and large dynamic performance. In this regard, the most actual question is determining frequency characteristics of the equipment installed on the helicopter in order to avoid resonance.

In this report calculation and experimental investigation of own forms, frequency and frequency response of the dashboard was carried out. To the

helicopter dashboards in vibration level high demands are imposed, as a vibration high level can disrupt navigation equipment and make it difficult to read the indication.

In this report the calculation of natural frequencies and mode shapes of the dashboard are introduced, the comparison of the calculation results with the experimental data and make recommendations how to reduce vibration. The calculation was performed using finite element method with a licensed «NX Nastran» complex. The possibilities of a constructive detuning of own vibration frequencies of the corresponding structures for reducing vibration level are shown.

Анализ систем мониторинга технического состояния агрегатов трансмиссии вертолетов

Хакимов А.И.¹, Неделко Д.В.², Мухаметшин Т.А.²

¹КНИТУ-КАИ, ²КВЗ, г. Казань

В докладе представлен анализ и обобщение систем мониторинга технического состояния агрегатов трансмиссии вертолетов для современного уровня развития авиационной техники. Предлагаемая работа посвящена проблемам повышения безопасности эксплуатации вертолета с учетом фактического состояния агрегатов трансмиссии вертолетов и основана на анализе зарубежной и отечественной литературы по данной тематике.

Рассмотрены наиболее характерные системы мониторинга технического состояния агрегатов трансмиссии вертолетов. Обозначены перспективные направления дальнейшего развития данных систем.

Основным, используемым в указанных системах методом контроля технического состояния АТВ, является вибродиагностика. В техническом обслуживании агрегатов трансмиссии вибрационный мониторинг и диагностика занимают особое место в силу своих возможностей изменений состояния задолго до наступления аварийной ситуации. Системы вибрационного мониторинга и вибрационно диагностики чаще всего заменяют всю совокупность средств внешнего контроля. Задачей систем вибрационной диагностики как стационарных, так и переносных, в отличие от систем мониторинга, является минимизация затрат на саму систему и ее обслуживание, а так же на обслуживание и ремонт всей группы диагностируемых агрегатов.

Дополнительно рассматривается методика мониторинга технического состояния конструкции агрегатов трансмиссии вертолета с учетом их фактического нагружения в эксплуатации на основе данных регистрируемых штатным бортовым самописцем.

Analysis of systems for monitoring the technical condition of transmission units of helicopters

Khakimov A.I.¹, Nedelko D.V.², Muhametshin T.A.²

¹KNRTU-KAI, ²Kazan Helicopters, Kazan

The analysis and synthesis of systems for monitoring the technical condition of transmission units of helicopters for the current level of development of aviation technology. The present work is devoted to the problems of improving the safety of the helicopter based on the actual state of the transmission units and helicopters based on the analysis of domestic and foreign literature on this subject.

It is considered the most typical system for monitoring the technical condition of transmission units of helicopters. Marked promising areas for further development of these systems.

The main used in these systems by monitoring the technical condition of the UTH is vibration diagnostics. The maintenance of the drive train vibration monitoring and diagnostics have a special place because of its possible changes long before the state of emergency. Vibration monitoring systems and vibration diagnostic often replaces the entire set of means of external control. The aim of vibration diagnostics systems, both stationary and portable, unlike the monitoring systems is to minimize the cost of the system itself and its treatment, as well as maintenance and repair of the entire group of diagnosed units.

In addition, it is considered the technique of monitoring the technical condition of the construction of transmission units of the helicopter in accordance with their actual load operation on the basis of data recorded regular flight recorder.

Параметрическое исследование влияния регулировок на обеспечение необходимой надежности изменяемых вертолетных конструкций

Михайлов С.А.¹, Неделько Д.В.², Шакиров М.З.²

¹КНИТУ-КАИ, ²КВЗ, г. Казань

В докладе рассмотрен специфический тип вертолетных конструкций, содержащих в себе регулируемые элементы. К указанному типу таких агрегатов относятся, например, дополнительные топливные баки вертолета, консольно закрепленные снаружи по правому и левому бортам вертолета. При навеске такого оборудования используются регулируемые элементы, конструктивно выполняющие функцию связи навешиваемого оборудования с бортом вертолета. Это могут быть регулируемые тяги, длина которых может быть уменьшена или увеличена за счет вворачиваемых резьбовых наконечников.

Наличие подобных элементов неизбежно влечет за собой возможность возникновения ситуации, когда ошибка при выполнении операции регулирования может вызвать так называемые дополнительные «монтажные» напряжения, что приведет к снижению фактической усталостной долговечности конструкции. Опыт испытаний таких конструкций показывает, что снижение долговечности может быть весьма существенным.

Авторами предложен вероятностный подход к методике повышения надежности регулируемых вертолетных конструкций, основанный на установлении допустимых величин регулировок при одновременном индивидуальном установлении коэффициентов надежности.

В качестве методической основы предложенного подхода авторами использован метод Селихова А.Ф. – метод установления ресурсов основных агрегатов вертолета, эксплуатируемых в условиях переменного нагружения, подтвержденный многолетней практикой отечественного вертолетостроения.

Упомянутый универсальный метод учитывает вероятностное рассеяние переменных нагрузок, действующих на агрегат в эксплуатации, а также вероятностное рассеяние усталостной долговечности самого агрегата, связанное с рассеянием свойств материала, случайными дефектами и отклонениями, допущенными при производстве. При этом величина ресурса агрегата по условиям усталости устанавливается с использованием соответствующих коэффициентов надежности.

По результатам вычислений, полученным по предложенному авторами методу, построены номограммы, по которым можно судить о зависимости параметров регулирования конструкции и коэффициента надежности от вероятностных характеристик долговечности конструкции в эксплуатации. Предложена методика определения необходимых параметров регулирования элементов конструкции с целью обеспечения необходимой надежности, ресурса и безопасности эксплуатации.

A parametric investigation of the influence of regulators to ensure the necessary reliability variable helicopter designs

Mikhailov S.A.¹, Nedelko D.V.², Shakirov M.Z.²

¹KNRTU-KAI, ²Kazan Helicopters, Kazan

In this paper we consider specific type of helicopter designs, which contain the adjustable elements. The specified type of such units include, for example, additional fuel tanks of the helicopter, mounted outside on the right and left sides of the helicopter. When mounting such equipment uses adjustable elements, structurally performing the communication function

being suspended equipment with the helicopter. It may be turnbuckles, the length of which may be reduced or increased through screw threaded lugs.

The presence of such elements inevitably entails the possibility of a situation where an error in the operation of regulation may cause additional so-called "assembly" stresses, thus reducing the actual fatigue life of the structure. Experience of tests of these structures shows that deterioration of durability can be quite substantial.

The authors propose a probabilistic approach to improve the reliability of the method of controlled helicopter designs, based on the establishment of permissible values adjustments individually, while establishing safety factors.

The authors used A. F. Selikhov's method as a methodological basis of the proposed approach – a method of setting resources of the main units of the helicopter, operated under variable loading conditions confirmed long-term practice of the domestic helicopter industry.

Said universal method takes into account the scattering probability of variable loads acting on the aggregate in a exploitation as well as the scattering probability of fatigue life of the unit associated with the scattering properties of the material, random defects and deviations made during production. The value of the resource unit for fatigue conditions set using appropriate safety factors.

According to the results of calculations obtained by the proposed method, the construction of the nomograms, which can be seen depending on the design of the control parameters and the safety factor of the probability characteristics of durability design in operation. Proposed method of determining the required control parameters of structural elements to ensure the required reliability, service life and operational safety.

2. Ракетные и космические системы

2. Rocket and Space Systems

Особенности проектирования сборочно-испытательного центра для испытаний автоматических космических аппаратов

Астаева В.В., Гришина А.А., Кременецкая М.Е.
СГАУ, г. Самара

Автоматический космический аппарат (КА) – является сложной технической системой, основными этапами жизненного цикла (ЖЦ) которой являются научно-исследовательские работы, опытно-конструкторские работы, сборка, испытания, производство и эксплуатация. Всё больше возрастающие требования к характеристикам КА и, как следствие, усложнение систем, ведут к повышению значимости роли испытаний в процессе изготовления КА. Достаточно большая часть возникающих проблем решаются при помощи испытаний – наземной экспериментальной отработки (НЭО). Задача сокращения сроков и стоимости создания ракетно-космической техники во многом сводится к рациональной организации процесса ее НЭО. В связи с этим, задача проектирования сборочно-испытательного центра (СБИЦ) для испытаний КА, подразумевающая проектирование здания, оптимальное построение последовательности испытаний (логистика), выработке критериев перехода по этапам, разработке регламентирующей документации, централизованный контроль и управление всеми процессами НЭО на основе информации, поступающей к главному конструктору в режиме реального времени, является актуальной.

Данная работа посвящена разработке проекта СБИЦ, включающего 3D модели здания и помещений СБИЦ, отвечающего требованиям по соблюдению класса чистоты и охраны труда, норм и правил пожарной безопасности, выбор испытательных стендов, разработку последовательности прохождения КА и создание пункта централизованного управления НЭО с помощью информационного стенда главного конструктора.

Разработанный вариант построения СБИЦ предполагает проведение последовательных испытаний КА, реализуя принцип «от простого к сложному», основанный на последовательно-параллельном переходе от испытаний на уровне бортового оборудования к испытаниям на уровне бортовых систем, платформы и КА в целом. Цели и задачи видов испытаний, этапность их проведения, нормы внешних воздействий при отработке регламентированы нормативной документацией и

конкретизируются в Комплексной программе экспериментальной отработки конкретного КА.

Предлагаемый проект по созданию СБИЦ способствует сокращению затрат и сроков проведения испытаний, «прозрачности» этапа НЭО для руководства и заказчика, повышению качества выполняемых работ на данном этапе и, в конечном итоге, повышению конкурентоспособности ракетно-космического предприятия.

The features of designing assembly and test center for testing automatic spacecraft

Astaeva V.V., Grishina A.A., Kremenetskaya M.E.
SSAU, Samara

The automatic spacecraft (SC) is a complex technical system, the main stages of its life cycle (LC) are research works, development work, assy, testing, production and operation. More increasing requirements to the characteristics of the spacecraft and, as a consequence, the complexity of systems, leading to the increasing importance of the role of tests in the manufacturing process of the spacecraft. A large amount of the emerging problems may be solved through testing of ground experimental development (GED). The aim is to reduce time and cost of creation of rocket and space technology largely comes down to the rational organization of the process of GED. Due to this fact, the task of designing assembly and test center (ATC) for testing SC, implying the design of the building, the construction of optimal sequence tests (logistics), the development of criteria for transition in stages, the development of regulatory documentation, centralized control and management of all processes of GED based of information supplied to the product engineer in real-time, is relevant.

This work deals with the development of the project of ATC, including 3D models of the buildings and premises of ATC, satisfying the requirements for compliance with cleanliness and safety, rules of fire safety, the choice of test stands, the development sequence of the SC and the establishment of the central management of GED by using the information stand of the product engineer.

The designed project of ATC involves conducting sequential testing of SC, implementing the principle "from simple to complex", based on series-parallel transition from testing at the level of avionics testing on aircraft system, platforms SC in general. Aims and objectives types of tests, stages of their conduct, norms of external influences when developing regulated by the normative documents and are specified in a Comprehensive program of experimental development of specific SC.

The proposed project of creating ATC reduces the cost and time of testing, "transparency" stage of GED for the management and the customer, improve

the quality of work performed at this stage and, ultimately, improve the competitiveness of space-rocket enterprises.

Влияние космического ионизирующего излучения на организм человека

Балкен Д.Б., Нягулов М.Р.

НГТУ, г. Новосибирск

В ближайшей перспективе предполагаются пилотируемые полеты на Марс. В связи с этим одной из актуальной задач является разработка систем защиты от космического ионизирующего излучения для длительных полетов. Целью работы является анализ биологической значимости видов и интенсивности ионизирующего излучения для здоровья человека.

При воздействии радиации происходит ионизация биохимических соединений в клетках, вследствие чего нарушаются их жизненные функции, и они гибнут. В свою очередь гибель клеток ведет к расстройству функции органов и систем, вплоть до гибели организма. Степень повреждений, наносимых радиацией человеку, зависит от удельной энергии потока элементарных частиц радиации и от времени воздействия радиационного излучения. Наибольшую опасность представляют альфа частицы и ядра химических элементов, далее следуют протоны и нейтроны, и наименее слабое влияние оказывают рентгеновское и гамма- излучения, электроны и позитроны (коэффициент качества – 20, 10 и 1 соответственно).

Биологические проявления радиационного поражения человека количественно связаны с величиной эквивалентной дозы. Для острого облучения (за короткий промежуток времени) всего тела смертельными дозами считается диапазон 3,5...7 Зв. В случае хронического интенсивного облучения (длительные космические полеты) картина биологических проявлений следующая. При суммарной дозе 0,7...1 Зв (не более 0,2 Зв/год) не достигаются клинически выраженные проявления лучевого заболевания даже в наиболее поражаемых органах и системах. При суммарной дозе 1,0...1,5 Зв (не более 0,2...0,5 Зв/год) у 20...30 % лиц могут возникнуть стертые проявления заболевания. Сроки формирования синдрома затягиваются до 3...5 лет от начала облучения. Симптомы лучевого повреждения выражены слабо. При суммарной дозе 1,5...4,0 (не более 1 Зв/год) у 80...90 % лиц развивается клинический синдром хронической лучевой болезни с вовлечением в реакцию большинства органов и систем. Формирование синдрома происходит в первые 1...2 года.

Для экипажей орбитальных станций за основу оценки степени опасности берётся годовая доза из условия пребывания на орбите 3, 6,

12 месяцев (соответственно дозы за полет – 0,8 Зв, 1,1 Зв, 1,5 Зв). Для длительных полётов нормируются дозы на 1, 2, 3 года полетов отдельно.

В работе приведены результаты анализа влияния различных видов космического ионизирующего излучения на человека, выполнено сравнение степени их опасности для организма. В заключении описаны особенности известных в настоящее время систем защиты от радиации при длительных космических полетах.

Effect of space ionizing radiation on the human organism

Balken D.B., Nyagulov M.R.

NSTU, Novosibirsk

In the nearest future manned flights to Mars are planned. Because of this developing of cosmic ionizing radiation protection systems for long flights is one of the actual tasks. Objective of the work is analysis of types of ionizing radiation and its intensity's biological significance for human's health.

Ionization of biochemical compounds in cells occurs under the influence of radiation, resulting in their vital functions are violated, and they die. Further cells' death leads to disturbance of organs and systems' functions, up to the death of the organism. The degree of damage inflicted on the person by radiation, depends on the unit energy of radiation flow and the time of exposure to radiation. The most dangerous are alpha particles and nuclei of chemical elements, after them protons and neutrons, and the weakest effect has X-ray and gamma radiation, electrons and positrons (the quality factor - 20, 10 and 1 respectively).

The biological exhibitions of radiation damage to human quantitatively related to the value of equivalent dose. Lethal doses of acute (short time) exposure of the whole body are considered in range of 3.5...7 Sv. In case of chronic heavy exposure (long space flight) picture of the biological exhibitions will be the next. When a total dose is in range of 0.7...1 Sv (no more than 0.2 Sv/year) symptomatic exhibitions of radiation sickness are not achieved, even in the most striking organs and systems. When a total dose is in range of 1.0...1.5 Sv (no more than 0.2...0.5 Sv/year) 20...30% of people may have worn exhibitions of the disease. Terms of syndrome formation tightened to 3...5 years from the start of irradiation. Symptoms of radiation injury are mild. When a total dose in range of 1.5...4.0 (no more than 1 Sv/year) the clinical syndrome of chronic radiation disease develops in 80...90% of people with involvement into reaction most of organs and systems. Formation syndrome occurs in the first 1...2 years.

Annual dose is taken as a basis of risk assessment for crews of space stations based on the duration of staying in orbit - 3, 6 and 12 month (dose per flight respectively: 0.8 Sv, 1.1 Sv, 1.5 Sv). Doses for long flights of 1, 2 or 3 years are standardized separately

In this work presented the results of the analysis of different kinds of cosmic ionizing radiation impact on man, and a comparison of degrees of their danger for human organism. In conclusion we describe the features of the currently known radiation protection systems during long space flights.

Использование инерционных космических зондов-пенетраторов для научных исследований Луны

Дудкин К.К., Долгополов В.П.
МАИ, г. Москва

В настоящее время большой интерес представляет исследование внутреннего строения Луны. Это даст ключ к решению проблемы происхождения Земля-Луна, пониманию ранней истории и эволюции планет земной группы, а также спутников других планет. К тому же, по последним данным, на Луне может присутствовать вода, и детальное изучение этого вопроса даст ответ, насколько возможна обитаемая база на Луне. Эффективным направлением изучения Луны являются зонды-пенетраторы. Однако, при проектировании пенетраторов, возникают следующие проблемы:

- Большой перегрузки при проникновении в реголит и необходимости минимизации данных перегрузок;
- Выбора рациональной конструктивно-компоновочной схемы;
- Выбора необходимой научной аппаратуры и мест внедрения пенетратора;
- Связи пенетратора с другим аппаратом для передачи данных.

В настоящее время сложились следующие подходы к решению указанных проблем:

- Использование оптимальной формы корпуса и оптимальной компоновки;
- Минимизация перегрузок и увеличение глубины проникновения как критерий при выборе компоновки;
- Учет толщины реголита, перегрузок, надежности и научной целесообразности как критериев для выбора места посадки и выбора научной аппаратуры;
- Использование разделяемой схемы пенетратора для обеспечения стабильной связи.

В данном сообщении рассмотрены некоторые проблемы, связанные с проектированием космических зондов-пенетраторов, обзор научных задач, которые можно решить с помощью пенетратора, выбора оптимальной формы корпуса и состава научной аппаратуры.

Using inertial space probes-penetrators for research of the Moon

Dudkin K.K., Dolgoplov V.P.

MAI, Moscow

Study of the internal structure of the Moon is of a great interest recently. It provides key to solving the problem of the origin of the Earth-Moon system, to understanding of the early history and evolution of the terrestrial planets and satellites of other planets. Moreover, according to recent data, water may be present on the Moon, and a detailed study of this problem will answer the question of possibility of manned base on the Moon. One of the efficient ways of the lunar exploration probes are penetrators. However, the design of the penetrators poses the following problems:

- High impact acceleration during penetrating the regolith and necessity to minimize it;
- A rational design-layout scheme;
- A selection of the necessary scientific equipment and determining locations for penetrating;
- Linking a penetrator to another apparatus for transmitting data.

At present, we have elaborated the following approaches to solve these problems:

- Use of the optimal hull shape and optimum layout;
- Minimizing acceleration and increasing the penetration depth as a criterion when choosing a layout;
- Regolith thickness, acceleration, reliability and scientific targets as a criteria to select the landing site and scientific equipment;
- Use of shared penetrator scheme to ensure a stable connection.

In this report, we addressed some of the problems related to the design of space probes penetrators, a review of scientific problems that can be solved with the help of the penetrator, optimizing the hull shape and composition of scientific instruments.

Моделирование поведения теплонапряженных конструкций в зонах контакта металлов с композиционными материалами

Ежов А.Д., Меснянкин С.Ю., Быков Л.В.

МАИ, г. Москва

В авиационной и ракетно-космической промышленности широкое распространение получили композиционные материалы на основе углерода и карбида кремния. Такие композиционные материалы оказались весьма перспективными при проектировании камер сгорания жидкостных ракетных двигателей. В связи с отсутствием технологий, позволяющих изготовить подобную конструкцию полностью из композиционных материалов, на практике приходится использовать

соединяющие элементы конструкции из металла. В связи с этим перед разработчиками возникает проблема фиксации камеры сгорания из композиционных материалов с помощью металлических фланцев и обеспечения её герметичности в процессе работы.

Для обеспечения требуемой силы удержания, а также надежности и герметичности конструкции при эксплуатации необходимо обеспечить оптимальный тепловой режим и оптимальные значения давления в зонах контакта. Для определения теплового режима конструкции необходимо учитывать неидеальность соединений, обусловленную реальной микрогеометрией соприкасающихся деталей и, в следствие этого, появления дополнительного перепада температур, связанного с наличием контактного термического сопротивления (КТС). Знание значения КТС и межконтактного давления между используемыми парами материалов позволяет оптимизировать решение задачи и обосновать достоверность полученных в ходе решения результатов.

Термомеханический анализ контакта металлических и композиционных деталей конструкции представляет собой последовательность следующих действий:

- проведение расчета напряженно-деформированного состояния конструкции в результате её нагрева, при условии идеального контакта;
- определение основных характеристик соприкасающихся поверхностей, построение трехмерных моделей шероховатостей контактирующих поверхностей;
- тепло-прочностной расчет контакта микрорельефов поверхностей, получение температурного поля в зоне контакта, определение зависимости КТС от приложенного давления;
- повторное проведение расчета напряженно-деформированного состояния конструкции в результате её нагрева с учетом значений КТС.

Результаты расчетов показывают, что учет КТС в контакте деталей существенно изменяет температурное поле конструкции и, как следствие, возникающие в ней напряжения.

Использование представленного алгоритма расчета позволяет достаточно точно определить температурные поля и соответствующее им напряженно-деформированное состояние конструкции в результате нагрева, что позволяет уже на начальном этапе проектирования выявить основные проблемы, которые могут возникнуть в процессе эксплуатации и внести необходимые коррективы в конструкцию.

Modeling the behavior of heat-stressed designs in the areas of metals contact with composite materials

Ezhov A.D., Mesnyankin S.Yu., Bykov L.V.
MAI, Moscow

Composite materials based on carbon and silicon carbide are widely used in the aviation and aerospace industry. These composite materials have been very promising in the design of the combustion chambers of liquid rocket engines. Due to the absence of technology, allowing to produce a similar construction entirely of composite material, it is necessary to use connecting elements of metal constructions in practice. In this regard, there is a problem for developers to fix the combustion chamber of composite material by means of metal flanges and to maintain its integrity in the process.

To ensure the required holding force, as well as the reliability and integrity in the operation of the construction it is necessary to ensure optimal thermal conditions and optimal pressures in the areas of contact. To determine the thermal regime of the design the nonideal compounds due to the real microgeometry in contact details must be taken into account. In consequence, the appearance of an additional temperature difference associated with the presence of the contact thermal resistance (CTR) should also be taken into consideration. The knowledge of CTR values and intercontact pressure between the used material pairs allows to optimize the solution of the problem and justify the validity of the the results.

Thermomechanical analysis of metal and composite structural parts is a sequence of the following:

- Carrying out the calculation of the stress-strain state of the structure as a result of its heating, providing the perfect contact;
- Determination of the main characteristics of the contacting surfaces, the construction of three-dimensional models of the roughness of the contact surfaces;
- Heat-contact strength calculation of surface microrelief, getting the temperature field in the contact area, determination the dependence of the pressure of the CTR;
- There-calculation of a stress-strain state of the structure as a result of its heat taking into account the values of the CTR.

The results show that the consideration of the CTR in contact parts substantially alter the temperature field structures and, as a consequence, the voltage occurring in it.

The use of the algorithm of calculation allows accurately determine the temperature field and the corresponding stress-strain state of the structure as a result of heating, which allows already at the initial design stage to identify the main problems that can occur during operation and make the necessary adjustments into the design.

Внутренние напряжения в сотовом наполнителе образца трехслойной клееной панели

Зельнев В.Н.

МАИ г. Москва;

ОНПП «Технология», г. Обнинск

В работе рассматривается образец клееной трехслойной панели с сотовым наполнителем и обшивками из углепластика. Конструкции такого типа широко используются в авиационной и ракетной технике, это связано с высокой удельной жесткостью трехслойных клееных панелей при сравнительно небольшом весе конструкции. Проблематика проектирования конструкций такого типа приводит к рассмотрению технологических силовых и температурных воздействий на конструкцию в процессе её изготовления. Цель работы заключается в определении уровня внутренних напряжений в сотовом наполнителе полученных в результате технологического режима склеивания обшивок с сотовым наполнителем и сравнении экспериментальных прочностных характеристик с расчетными.

Для анализа выбран образец клееной трехслойной панели размером в плоскости панели 80×80 (мм) и высотой 30 (мм). Образец состоит из обшивок, сотового наполнителя и клея. Обшивки изготовлены из слоев препрега на основе углеродных волокон и связующего ЭНФБ методом вакуумного формования с использованием автоклава, толщина отформованной обшивки 0,7 (мм). Выбран легкий сотовый наполнитель с шестигранной ячейкой размером грани ячейки 2,75 (мм) из алюминиевой фольги толщиной 23 (мкм). Склейка панели образца производится клеевой пленкой ВК-36, размером.

Рассмотрен типовой технологический метод приклеивания изготовленных обшивок к сотовому наполнителю с использованием вакуумной упаковки трехслойной панели и последующей склейкой в автоклаве с максимальной температурой режима 180 °С.

Рассматривая работу такого образца на сдвиг в плоскости панели, наблюдается несоответствие фактических экспериментальных и расчетных данных модуля сдвига в сотовом наполнителе. Этот факт послужил сигналом для детального рассмотрения задачи с определением напряжений и деформаций в образце панели.

Для построения математической расчетной модели выбран метод конечных элементов с использованием программного продукта MCSNastran.

Обшивки и сотовый наполнитель в модели представлены плоскими элементами типа Plate с детальной проработкой формы ячейки сот. Свойства материала обшивок представлены ортотропными с фактическими значениями модулей упругости и коэффициентов

теплового расширения полученных в результате испытаний. Фольга сотового заполнителя из алюминиевого сплава представлена изотропными свойствами материалов и справочными значениями.

Результаты проведенной работы позволили определить уровень возможных внутренних напряжений и перемещений в пластинках фольги сотового заполнителя образца трехслойной панели с обшивками из углепластика после режима склеивания. Использование результатов позволяет приблизиться к реальным коэффициентам в формулы для расчета приведенных прочностных характеристик сотового заполнителя.

Internal stress in the honeycomb of the adhesively-bonded sandwich panel specimen

Zelnev V.N.

MAI, Moscow;

ORPE Technologiya, Obninsk

The work considers the specimen of the adhesively-bonded honeycomb sandwich panel with carbon fiber-reinforced plastic skins. The structures of such type are widely used in the aircraft and rocket engineering, which is due to a high specific stiffness of adhesively-bonded sandwich panels having a comparatively low weight. The problems related to the development of such structures result in examining force and temperature actions on the structure when in production. The purpose of the work is to determine the internal stress values in the honeycomb layer resulting from the application of the technological mode of bonding the skins to the honeycomb layer and to compare the experimental strength characteristics with the estimated ones.

For the analysis we chose the specimen of the adhesively-bonded sandwich panel sized 80x80 mm in plane and 30 mm in height. The specimen consists of two skins, a honeycomb layer and an adhesive. The skins are prepared from the layers of prepreg based on carbon fibers and the ENFB adhesive by the autoclave vacuum molding, with the molded skin being 0.7 mm thick. We chose a lightweight honeycomb composed of hexagonal cells having 2.75 mm cell edges from the aluminum foil 23 μm thick. The panel specimen bonding was performed using a 0.1 mm adhesive film VK-36.

The standard technological method for fastening the prepared skins to the honeycomb layer using a sandwich panel vacuum bag was applied followed by bonding in the autoclave at a maximum temperature of 180 $^{\circ}\text{C}$.

Having tested the specimen for the panel plane shearing strength, we observed the differences between the actual experimental and estimated shear modulus data obtained for the honeycomb layer. The fact has become the sign for the problem of panel specimen stress and strain determination to be considered.

The finite-element method using the MCS Nastran software was chosen for the development of a numerically simulated model.

The skins and the honeycomb layer are represented in the model by Plate-type two-dimensional elements with a detailed development of a honeycomb cell form. The skin properties are represented as those of an orthotropic material with the actual shear modulus and thermal-expansion coefficient values obtained by testing. The honeycomb aluminium alloy foil is represented as an isotropic material having reference values.

The results of the work done have made it possible to determine the virtual internal stress and displacement level in the honeycomb foil plates of the sandwich panel specimen with carbon fiber-reinforced plastic skins after bonding. The use of the results allows the actual coefficients to be drawn nearer in the formula for the calculation of reduced honeycomb strength characteristics.

Учет требования устойчивости системы «руль – привод» в процессе разработки маневренного беспилотного летательного аппарата

Иванов Д.Н., Парафесь С.Г.
МАИ, г. Москва

Важной задачей проектирования маневренных беспилотных летательных аппаратов (БЛА) является обеспечение безопасности от флаттера и аэроупругой устойчивости с системой автоматического управления (САУ). Одним из возможных видов аэроупругой неустойчивости БЛА с САУ является потеря устойчивости в системе «руль – привод». Для решения задачи согласования параметров и характеристик руля и привода с учетом требования устойчивости системы «привод – руль» предлагается итерационный метод.

Согласно предлагаемому методу сначала исследуется устойчивость системы «руль – привод». При этом считается, что предварительно решены задачи раздельного проектирования отдельных частей системы «руль – привод»: руля как агрегата силовой конструкции БЛА и привода как силового агрегата САУ. В случае неустойчивости системы или отсутствия в ней требуемых запасов устойчивости, выполняется анализ влияния параметров (характеристик) руля и привода на устойчивость системы с целью определения их числовых значений, при которых система «руль – привод» обладает достаточными запасами устойчивости (при частотном критерии устойчивости – это запасы по модулю и фазе). На основании этого анализа вырабатываются наиболее эффективные мероприятия, направленные на обеспечение устойчивости системы «руль – привод». Они могут быть связаны с изменением массово-инерционных и жесткостных характеристик руля или коррекцией параметров и характеристик привода. В первом случае решается новая

задача проектирования конструкции руля с учетом дополнительных ограничений, налагаемых требованием устойчивости системы «руль – привод», например, ограничениями на частоты собственных колебаний. Во втором случае следует вернуться к проектированию привода как силового агрегата САУ с тем, чтобы при сохранении потребных динамических свойств (динамики и точности) обеспечить его устойчивость на частотах упругих колебаний конструкции руля. Итерационный процесс проектирования продолжается до тех пор, пока не будут удовлетворены все предъявляемые требования: для руля – это требования прочности, устойчивости и минимума массы; для привода – требования, связанные с обеспечением потребных динамических свойств при максимальной простоте и надежности и минимальных габаритных размерах и массе; для руля и привода – требование устойчивости системы «руль – привод».

Приводится пример решения задачи согласования параметров и характеристик руля и привода с учетом требования устойчивости системы «руль – привод».

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства образования и науки Российской Федерации, проект № 834.

Accounting requirements of the stability of the system “rudder – actuator” in the design process of the maneuverable unmanned aerial vehicle

Ivanov D.N., Parafes S.G.
MAI, Moscow

The important problem of the designing of maneuverable unmanned aerial vehicle (UAV) is a security from a flutter and an aeroelastic stability with the automatic control system (ACS). One of the possible types of aeroelastic instability of UAV with ACS is loss of stability in the system "rudder – actuator". An iterative method to solve the problem of harmonization of parameters and characteristics of the rudder and the actuator to meet the demands of the stability of the system "actuator – rudder" is proposed.

According to proposed method, first we investigate the stability of the system "rudder – actuator". It is assumed that the problems of the separate designing of individual parts of the system "rudder – actuator": the rudder as a power unit of the airframe and the actuator as a power unit of the ACS is pre-solved. In case of system instability or lack required inventory the stability analysis is performed of the influence of parameters (characteristics) of the rudder and the actuator on the stability of the system for the purpose of determining their numerical values at which the system "rudder – actuator" has sufficient reserves of stability (with frequency criteria of stability of the reserves in modulus and phase). On the basis of this analysis the most

effective activities aimed at ensuring the sustainability of the system "rudder – actuator", are produced. They can be associated with the changing of the mass-inertia and stiffness characteristics of the rudder or adjustment of parameters and characteristics of the actuator. In the first case a new problem of designing a rudder construction with additional limitations imposed by the requirement of stability of the system "rudder – actuator", for example, constraints on the natural frequency, is solved. In the second case should return to the design of the actuator as a power unit of ACS so that, while maintaining the required dynamic properties (dynamics and precision) to ensure its stability at frequencies of elastic oscillations of the rudder construction. The iterative design process continues until, until you have met all requirements: for the rudder – it demands strength, stability and minimum weight; for the actuator – requirements related to ensuring the required dynamic properties with maximum simplicity and reliability and minimal overall dimensions and mass; for the rudder and the actuator – the requirement of stability of the system "rudder – actuator".

The sample of the solution to the problems of the harmonization of parameters and characteristics of the rudder and actuator to meet the demands of the stability of the system "rudder – actuator" is given.

The work is executed at financial support of the Ministry of education and science of Russian Federation, the project No. 834.

Расчет эффективности высотного старта

Коваленко К.А., Прудник Д.О., Юрьев А.И.

МАИ, г. Москва

Идея использования аэростата (стратостата) в качестве стартовой площадки для ракет возникла достаточно давно как самостоятельная транспортная система для доставки грузов на орбиту Земли. Некоторые идеи доводились до экспериментальных исследований, однако, в конечном итоге, эти эксперименты не имели эффективных практических результатов.

В качестве основной цели проекта рассматривалась возможность вывода на орбиту Земли полезного груза массой до 50 кг, с использованием существующих баллистических ракет-носителей малого и среднего класса, при условии, что себестоимость такого пуска должна быть существенно ниже, чем со стационарных стартовых площадок (космодромов), либо других существовавших на тот момент. При этом необходимо было обеспечить достаточно высокую степень точности ориентации в пространстве стартового контейнера, а также решить вопрос стабилизации в процессе старта. Также необходимо было предусмотреть возможность соблюдения очень жестких требований по обеспечению временного коридора для старта, что требуется

практически для всех космических аппаратов, запускаемых на орбиту Земли. Важно также обеспечить свободный выбор как места взлета всего стартового комплекса, так и место запуска ракеты-носителя на орбиту Земли. За видимой очевидностью некоторых положительных эффектов проекта скрывались сложность их технической реализации.

В настоящее время запуск ракет с космодромов приводит к большим финансовым и ресурсным затратам, так как именно на начальном участке от 0 до 20 км на ракету действует наибольшее аэродинамическое сопротивление. Это приводит к необходимости создания очень мощной и дорогостоящей первой ступени ракеты, во время функционирования которой сжигается очень большое количество топлива. Для предотвращения таких затрат можно осуществлять запуск с высоты 15—20 км, минуя наиболее сложный участок полета.

В рамках данной работы с использованием существующих методик баллистического расчета ракет-носителей показан энергетический эффект высотного старта на примере снижения аэродинамических потерь и повышения тяговых характеристик ракетных двигателей, рассчитаны и проанализированы семейства траекторий полёта ракеты при запуске с разных высот.

The high-altitude launch efficiency calculation

Kovalenko K.A., Prudnik D.O., Iurev A.I.

MAI, Moscow

The idea of using a balloon as a launching platform for space rockets arose sufficiently long time ago. Some ideas were brought for tested development, however, this experiments did not have any effective results.

The head purpose of this project was to bring out weight into open space with payload up to 50 kg by using small-range and intermediate range missiles. One of the most difficult problems was to provide starting bin with high level of precision attitude. Another problem was related to stabilization in process of starting from bearing.

In this work, using existing methods of calculating ballistic rockets shows the energy effect of high-altitude launch the example of reducing the aerodynamic losses and improve the traction characteristics of the rocket engine; it was calculated and analyzed the families of trajectories of missiles startup with different heights.

Разработка математических моделей для выбора проектных характеристик системы терморегулирования космических аппаратов на ранних стадиях разработки

Купцов В.В., Волоцуев В.В.
СГАУ, г. Самара

К бортовым системам современных КА предъявляются высокие требования с точки зрения ресурса функционирования (к примеру, требуемый ресурс безотказной работы бортовой электроники уже исчисляется десятилетиями). Одними из факторов выхода из строя бортовых приборов являются тепловые (перегрев, переохлаждение).

Одной из множества актуальных задач проектирования является разработка алгоритмов анализа в первом приближении температурного состояния КА в зависимости от формирования каналов передачи тепловых потоков между бортовыми приборами и последующего выбора оптимального решения.

На данном этапе исследований была разработана "упрощенная" математическая модель передачи тепловых потоков между бортовыми приборами КА и околоземным космическим пространством. На основе указанной модели было также разработано специальное программное обеспечение, которое позволяет построить множество вариантов циклограмм изменения средней температуры на борту при различных проектных характеристиках элементов системы энергопитания КА.

На основе анализа построенных циклограмм изменения средней температуры на борту КА и разработанного программного обеспечения возможен выбор оптимальной площади радиационного теплообменника по критерию не выхода указанной температуры за допустимые пределы.

Development of mathematical models for a choice of design characteristics of system of thermal control system of spacecrafts at early stages of development

Kuptsov V.V., Volotsuev V.V.
SSAU, Samara

Great demands from the point of view of a functioning resource are made of onboard systems of modern KA (for example, the demanded resource of no-failure operation of onboard electronics is already estimated decades). One of factors of failure of onboard devices are thermal (an overheat, overcooling).

One of a set of actual problems of design is development of analysis algorithms as a first approximation of a temperature condition of KA depending on formation of channels of transfer of thermal streams between onboard devices and the subsequent choice of the optimum decision.

At this stage of researches the "simplified" mathematical model of transfer of thermal streams between the KA onboard devices and a near-earth space was developed. On the basis of the specified model the special software which allows to construct a set of versions of cyclograms of change of average temperature onboard at various design characteristics of elements of system of power food of KA was also developed.

On the basis of the analysis of the constructed cyclograms of change of average temperature onboard KA and the developed software the choice of the optimum area of the radiation heat exchanger by criterion not of an exit of the specified temperature out of admissible limits is possible.

Метод динамических сгущений в задаче построения системы летательных аппаратов оптимального типажа

Балык В.М., Маленков А.А.
МАИ, г. Москва

В настоящей работе метод динамических сгущений реализуется в пространстве параметров, где расстояние между проектными параметрами определяется в метрике, представляющей собой модуль разности между безразмерными проектными параметрами двух разных типов ЛА. Сравнение проводится попарно между всеми типами ЛА, и каждый тип характеризуется массой доставляемой полезной нагрузки на заданную дальность. При каждом бинарном сравнении выбираются те проектные параметры, расстояние между которыми максимально, и проверяется, меньше ли это расстояние точности типажирования. Если это расстояние меньше точности типажирования, то сравниваемые типы ЛА заменяются одним из сравниваемых ЛА.

Особенность рассматриваемого метода состоит в том, что здесь заданная точность типажирования выбирается формальным образом. Для этого строится статистическая выборка, входом которой являются различные точности типажирования, а выходом – соответствующие стоимости системы ЛА. По данной выборке в классе степенных полиномов восстанавливается зависимость между стоимостью системы ЛА и точностью типажирования. Далее по полиному определяются минимум стоимости системы ЛА и соответственно оптимальная точность типажирования.

Method of dynamic condensation in the task of constructing a system of optimal aircraft type

Balyk V.M., Malenkov A.A.
MAI, Moscow

In the present work, the method of dynamic condensation is realized in the parameter space, where the distance between the design parameters defined in

the metric representing the absolute difference between the dimensionless design parameters of two different types of aircraft. The pair wise comparison is performed between all types of aircraft, and each type is characterized by a mass deliver the payload at a given range. Each time a binary comparison are selected those design parameters, the maximum distance between them, and checked, less than this distance precision typing. If this distance is less than the accuracy of typing, we compare the types of aircraft are replaced with one of comparable aircraft.

The peculiarity of this method is that here specified accuracy of typing is selected in a formal way. This is built statistical sampling, the input of which are of different precision typing, and output – related value system of the aircraft. On this sample in the class of exponential polynomials recovers the dependence between the value system of the aircraft and the accuracy of typing. Next, by the polynomial are determined the minimum system cost of the aircraft and accordingly optimal precision of typing.

Долгосрочная модель прогнозирования параметров вращения Земли эфемеридно-временного обеспечения в спутниковой навигации

Марков Ю.Г., Перепёлкин В.В., Чазов В.В., Шемяков А.О.
МАИ, МГУ, г. Москва

В работе представлен численно-аналитический подход к вычислению параметров вращения Земли на длительных интервалах времени, использованный для обработки высокоточных измерений топоцентрических дальностей до искусственных спутников Земли «Эталон 1» и «Эталон 2».

С помощью методов небесной механики интегрированием динамических уравнений Эйлера-Лиувилля удалось построить приближенную малопараметрическую модель вращательно-колебательных движений Земли, обусловленных воздействием гравитационно-приливных сил от Солнца и Луны. Она содержит небольшое число неизвестных параметров, подверженных изменениям вследствие влияния возмущающих факторов (обусловленных вариациями геопотенциала и внешними возмущениями гравитационно-приливно-геофизического характера). В процессе фильтрации наблюдений измеряемыми параметрами являлись топоцентрические дальности. В линейном приближении первые производные от вычисленных дальностей по параметрам вращения Земли позволили вычислить ковариационную матрицу и оценить априорную величину средней квадратической погрешности остаточных отклонений, обусловленных погрешностями параметров вращения Земли, вычисляемых на основе модели. Оценка априорной величины для

наблюдений спутника Эталон составила приблизительно 1.8 метра. Результаты обработки показывают, что апостериорные оценки находятся на одном уровне с априорной оценкой. Этот же набор наблюдений был использован для обработки ещё в двух различных вариантах. На различных месячных интервалах оценки средних квадратических погрешностей не превысили 0.1 метра. В работе обработка измерений топоцентрических дальностей выполнена с помощью теории движения искусственных спутников Земли и пакета вычислительных модулей. Разработанная долгосрочная модель вращательно-колебательного движения Земли может быть использована в алгоритмах спутниковой навигации для решения ряда прикладных задач при максимальной допустимой ошибке вычисления положений объекта порядка 6 метров.

Работа выполнена в рамках гранта Президента РФ по государственной поддержке молодых российских ученых-кандидатов наук (МК-7938.2015.8)

Long-term forecasting model of the Earth rotation parameters ephemeris and time support in satellite navigation

Markov Yu.G., Gerepelkin V.V., Chazov V.V., Shemyakov A.O.
MAI, MSU, Moscow

The paper presents a numerical-analytical approach to calculation of the Earth rotation parameters on long time intervals used for processing high precision measurements of topocentric distances to artificial Earth satellites "Etalon 1" and "Etalon 2".

Using the methods of celestial mechanics integrating the dynamic Euler-Liouville equation managed to build an approximate few-parameter model of the rotational and vibrational motions of the Earth caused by gravitational tidal forces from the Sun and the Moon. It contains a small number of unknown parameters, subject to change due to the influence of disturbing factors (variations in geopotential and external perturbation of the gravitational, tidal and geophysical nature). The topocentric ranges were the measured parameters in the filtering process of observing. In the linear approximation the first derivatives of the calculated distances on the Earth rotation parameters allowed to calculate covariance matrix and to estimate a priori value of root-mean-square error residuals due to errors of the Earth rotation parameters, computed on the basis of the model. Estimation of priori values for satellite observations of the "Etalon" was approximately 1.8 meters. The processing results show that a posteriori values are on the same level with the priori value. The same set of observations was used for processing in two different versions. At the different monthly intervals root-mean-square errors did not exceed 0.1 meters. Measurements of the topocentric ranges were made using the theory of motion of Earth artificial

satellites and of the computing module package. Developed long-term model of the rotational and vibrational Earth motion can be used in satellite navigation algorithms for solving some applied problems with a maximum permissible error of object position calculation of an about 6 meters.

The project is realized in the framework of the Russian President Grant for state support of young Russian scientists-candidates of Sciences (МК-7938.2015.8).

Численное моделирование обтекания тонкостенных конструкций створок головного обтекателя ракеты-носителя

Луценко А.Ю., Назарова Д.К.
МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

В процессе пуска ракет-носителей полезный груз защищен головным обтекателем цилиндро-конической формы, а разгонный блок – цилиндрическим обтекателем. С целью повышения энергетических характеристик при достижении определенных скоростных напоров обтекатели сбрасываются, разделяясь на две или три части. Створки обтекателя имеют относительно малый вес, большую площадь поверхности и обладают сравнительно высоким аэродинамическим качеством, поэтому размеры зон их падения обширны. Уменьшение районов падения створок является актуальной задачей, для решения которой необходимо знание аэродинамических характеристик (АДХ) таких конструкций.

Экспериментальное определение АДХ тонких оболочек – трудная и неоднозначная задача, связанная со сложностью крепления модели в рабочей части аэродинамической трубы и дальнейшим учетом влияния поддерживающих конструкций. В последнее время с распространением различных вычислительных пакетов применительно к задачам аэрогидродинамики экспериментальные исследования широко дополняются численными расчетами.

Было проведено численное моделирование типовой модели створки головного обтекателя цилиндро-конической формы в диапазоне углов атаки от 00 до 3600 при различных скоростях набегающего потока в апробированных вычислительных пакетах AeroShape-3D и OpenFoam. Получены структуры течений вблизи поверхности тела, вычислены АДХ конструкции, построены зависимости. С изменением угла атаки набегающего потока существенно меняется структура течения у поверхности створки, что соответствующим образом отражается на аэродинамических характеристиках. При сверхзвуковых скоростях и обтекании тела со стороны вогнутой поверхности наблюдается резкое, скачкообразное изменение АДХ при малом изменении угла атаки, что обусловлено сменой структуры взаимодействующих внутренних скачков уплотнения.

Результаты, полученные в различных пакетах программ, отличаются незначительно, а также с приемлемой точностью совпадают с имеющимися экспериментальными данными.

Numerical simulation of the flow around a rocket fairing thin-walled structures

Lutsenko A.Yu., Nazarova D.K.
BMSTU, Moscow

During a launch vehicles payload is protected by a cylinder-conic nose fairing, and a booster – by a cylindrical fairing. When achieving certain dynamic pressure fairings kick off by dividing into two or three parts to improve energy properties. The halves of the fairing have respectively low weight, wide surface area and comparatively high lift-drag coefficient, so they have vast impact zones with Earth surface. To reduce these impact areas is an important task, which requires to know aerodynamic characteristics of such structures.

Experimental determination of aerodynamic characteristics of thin shells is a complicated and non-unique task associated with the complexity of fixing the model in the wind tunnel test chamber and further consideration of the supporting structures influence. Currently, with the expansion of various computational packages relating to problems of aerohydrodynamics experimental studies are widely supplemented by a numerical calculations.

Numerical simulation of a typical cylinder-conic fairing half's model was carried out at angles of attack from 0° to 360° and various flow velocities in the approved computational packages AeroShape-3D and OpenFoam. Flow structures near the body surfaces were obtained, aerodynamic characteristics of the structure were calculated and dependences were plotted. The flow pattern near the surface of the half notably transforms with the change of the angle of attack, this feature accordingly affects to the aerodynamic characteristics. At supersonic speeds and airflow direction to half's concave surface aerodynamic characteristics change drastically and step-wise even then angle of attack varies slightly, which is caused by a changing of the interacting internal shock waves structure.

Obtained in two software packages results differ insignificantly and correspond to experimental data with acceptable accuracy.

Преодоление астероидной опасности. Методы противодействия астероидной опасности

Николаева Е.А.
СГАУ, г. Самара

Актуальность и серьезность астероидной опасности в настоящее время не вызывает сомнений. Астероидная опасность является

серьезнейшим фактором экологического риска для нашей цивилизации и разработка мер по ее предотвращению должна стать одной из важнейших задач, которые должны быть решены человечеством в 21-м столетии.

Целью моей работы является выявление параметров астероидов, сближающихся с Землей, поиск метода противодействия астероидной опасности, разработка программы, отражающей движение астероидов.

Среди ученых наиболее предпочтительными методами отражения космической опасности признаны:

- уничтожение опасного космического объекта;
- отклонение его с орбиты соударения с Землей;
- экранирование Земли от столкновения с опасным объектом;
- дистанционное воздействие на опасный объект для его отклонения, торможения и разрушения;
- использование неизвестных в настоящее время технологий (управление гравитацией)

Мной был выбран следующий метод противодействия: разместить на астероиде двигатель с солнечными источниками энергии, который использует в качестве рабочего тела вещество астероида. При этом изменяется масса астероида и на него действует сила тяги.

Для моделирования этого процесса получены уравнения движения тела с изменяемой массой и тягой, также мной был создан программный комплекс, в котором рассматриваются реальные орбиты астероидов.

Overcome the asteroid threat. Methods of combating the asteroid threat

Nikolaeva E.A.

SSAU, Samara

The urgency and seriousness of the asteroid threat is now no doubt. Asteroid threats is the most serious factor of environmental risk for our civilization and development of measures for its prevention should be one of the most important tasks that need to be solved by mankind in the 21st century.

The aim of my work is to identify parameters of asteroids, near-Earth search method of countering asteroid hazards, development programs, reflecting the movement of asteroids. Among scientists the most preferred methods of reflection space hazards recognized:

- destroy dangerous space object;
- the deviation of orbit of collision with the Earth;
- the shielding of the Earth against collision with dangerous objects;
- remote exposure to a dangerous object for its rejection, inhibition and destruction;

- use unknown at the present time technology (control gravity)

I've chosen the following method to counter: to place on the asteroid the engine with solar energy, which uses as the working substance of the body of the asteroid. This changes the mass of the asteroid and the force of thrust.

To simulate this process, the equations of motion of a body with variable mass and thrust, also I have created a program complex, which deals with the real orbits of asteroids.

Особенности воздействия космического ионизирующего излучения при полете на Марс

Нягулов М.Р., Балкен Д.Б.

НГТУ, г. Новосибирск

В ближайшей перспективе предполагаются пилотируемые полеты на Марс. В связи с этим актуальной становится задача биологической индикации предполагаемой трассы полета и условий на Марсе с позиции разработки необходимых систем обеспечения жизнедеятельности (СОЖ), обеспечивающих безопасность экипажа. Проведенный ранее анализ особенностей биоритмологии человека показал, что одним из наиболее биологически значимых факторов окружающей среды является ионизирующее излучение.

Целью работы является анализ биологической значимости интенсивности ионизирующего излучения применительно к трассе полета и на поверхности Марса, а также сравнительная количественная оценка данного фактора на примере высотного излучения в атмосфере Земли.

При длительных космических полетах в межпланетном пространстве радиационная опасность обусловлена совместным действием галактического и солнечного космических излучений (ГКИ и СКИ). Галактическое излучение обладает совокупной мощностью излучения в диапазоне $0,01 \dots 0,1$ Р/ч, что формирует годовую дозу облучения $0,5 \dots 5$ Зв/год. Большие значения приходятся на годы минимальной солнечной активности, когда ГКИ «глубже» проникает в Солнечную систему. Солнечное космическое излучение создаёт мощность излучения в диапазоне $0,001 \dots 1$ Р/ч и суммарную дозу облучения в диапазоне $0,1 \dots 50$ Зв/год. Столь широкий диапазон зависит от двух обстоятельств: расстояния от Солнца (чем дальше радиус орбиты, тем ниже плотность и мощность ионизирующего излучения) и состава «солнечного ветра».

Оценки доз ионизирующего излучения по трассе полёта Земля – Марс – Земля показывают, что за весь период полёта длительностью $2 \dots 3$ года дозы облучения человека могут составить $5 \dots 50$ Зв. Такие значения соответствуют смертельно опасному уровню воздействия на организм. Поэтому важнейшим элементом системы жизнеобеспечения для

данного полёта должна быть мощная многократная радиационная защита пилотируемого модуля космического аппарата.

В работе приведены результаты анализа влияния космического ионизирующего излучения на человека. В заключении выполнено сравнение космического излучения с высотным ионизирующим излучением, воздействующим на летный персонал. Выявлены общие закономерности влияния повышенного или пониженного ионизирующего излучения на организм человека, которые позволяют проводить исследование особенностей систем защиты от радиации при длительных космических полетах.

Features of the impact of space ionizing radiation during the flight to Mars

Nyagulov M.R., Balken D.B.
NSTU, Novosibirsk

In the nearest future manned flights to Mars are planned. Because of this problem of biological indication of estimated flight path and life conditions on Mars become actual from the position of developing necessary life support systems (LSS), which provide safeness of the crew. By the results of features' of people's biorhythmology analysis, one of main biologically significant environment's factors is ionizing radiation.

Objective of the work is analysis of ionizing radiation intensity's biological significance in the context of flight path to Mars and on its surface, and also comparative quantification of this factor on the example of high-altitude radiation in the Earth's atmosphere.

During long space missions in interplanetary space radioactive emitting submitted by mixing of galactic cosmic rays and solar cosmic rays (GCS and SCR). Galactic Cosmic rays has a total capacity of radiation in the range of 0.01...0.1 R/h, which generates an annual radiation dose of 0.5...5 Sv/year. Higher values accounted for years of minimum solar activity, when the SCI "deeper" enters the solar system. Solar cosmic rays produce capacity of radiation in the range of 0,001...1 R/h and annual radiation dose of 0.1...50 Sv/year. Such a wide range is due to two circumstances: distance from the Sun (the larger radius of the orbit, the lower density and power of ionizing radiation) and consist of the "solar wind". Minimal radiation doses forming in years with minimal activity. During period of maximum activity the dose depends on composition and density of the solar plasma "cloud" ejected by flash and "hit" in the spacecraft. If density of particles in "cloud" is equal, the degree of influence depends on the type of flash: protonic flashes form maximal powers and doses (up to 1 R/h and 50 Sv per flash), however electronic flashes – minimal (0.1 R/h and 5 Sv per flash).

Assessment of ionizing radiation doses on the flight path Earth - Mars - Earth show that for the entire period of flight (2...3 years) the radiation dose for a person may be 5...50 Sv. These values correspond to the fatally dangerous level of impact on the organism. Therefore, powerful multiple radiation protection of spacecraft's manned unit is an essential element of life support system.

In this work studied the effect of cosmic ionizing radiation on humans. In conclusion we did a comparison of cosmic radiation and high-altitude ionizing radiation, which affects on flight personal. Were revealed general regularities of the influence of high or low ionizing radiation on the human organism, that allow to conduct research of systems' of radiation protection features during long space flights.

Модели исследования устойчивости системы «руль – привод» маневренного беспилотного летательного аппарата

Опарин А.С., Парафесь С.Г.
МАИ, г. Москва

Одной из важных проблем проектирования маневренных беспилотных летательных аппаратов (БЛА) является обеспечение аэроупругой устойчивости с системой автоматического управления (САУ). Одним из возможных видов аэроупругой неустойчивости БЛА с САУ является потеря устойчивости в системе «руль – привод».

Для исследования устойчивости системы «руль – привод» маневренного БЛА разработаны линеаризованная и нелинейная модели. Отличительной особенностью этих моделей является универсальное описание динамики приводов различных типов (гидравлического, пневматического и электрического). Система «руль – привод» состоит из жесткого руля, совершающего изгибные и крутильные колебания, и неподвижно закрепленного рулевого привода. Рассматриваемая система обладает тремя степенями свободы: изгиб руля, вращение руля и угловое смещение вала привода. При этом руль, совершающий изгибно-крутильные колебания в аэродинамическом потоке, по сути, является нагружением для привода. Исследование устойчивости проводится частотным методом с использованием частотных характеристик разомкнутой системы «руль – привод».

В линеаризованной модели привод представлен тремя обобщенными характеристиками: моментом инерции подвижных частей, статической жесткостью (добротностью) и жесткостью линеаризованной механической характеристики привода, приведенными к оси вращения руля, являющимися, по сути, паспортными данными привода. Так как линеаризованная модель позволяет лишь приближенно учесть динамические свойства нелинейного рулевого привода, ее

использование целесообразно на начальных этапах проектирования, когда еще отсутствуют экспериментальные данные по приводу.

В нелинейной модели привод дополнительно представлен семейством экспериментальных частотных характеристик изолированного (с отсоединенным рулем) привода по управляющему сигналу, а динамический шарнирный момент, по-прежнему определяется расчетным способом.

Приводятся примеры исследования устойчивости системы «руль – привод» БЛА класса «воздух – воздух» с использованием разработанных математических моделей, подтверждающие достоверность получаемых результатов,

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства образования и науки Российской Федерации, проект № 834.

Model studies of the stability of the system “rudder – actuator” of the maneuverable unmanned aerial vehicle

Oparin A.S., Parafes S.G.

MAI, Moscow

One of the important problems of the designing of maneuverable unmanned aerial vehicles (UAV) is to ensure aeroelastic stability with automatic control system (ACS). One of the possible types of aeroelastic instability of UAV with ACS is loss of stability in the system "rudder – actuator".

To study the stability of the system "rudder – actuator" of the maneuverable UAV the linearized and nonlinear models were developed. A distinctive feature of these models is a universal description of the dynamics of different types of actuators (hydraulic, pneumatic and electrical). The system of "rudder – actuator" consists of hard rudder, performing flexural and torsional oscillations, and the fixedly mounted control surface actuator. The system has three degrees of freedom: bending of the rudder, the rotation of the rudder and the angular displacement of the actuator shaft. The rudder, performing bending-torsion oscillations in aerodynamic flow, in fact, is the loading for the actuator. Investigation of stability is carried out by frequency method using frequency characteristics of the open-loop system "rudder – actuator".

The actuator in the linearized model represented by the three generic characteristics: moment of inertia of the moving parts, the static stiffness (quality) and a linearized stiffness of the mechanical characteristic of the actuator, refer to the axis of rotation of the actuator. These characteristics are, in fact, passport data of the actuator. Since the linearized model can only approximately account for non-linear dynamic properties of the control

surface actuator, its use is appropriate in the initial stages of design, when there are no experimental data of the actuator.

The actuator in the nonlinear model is additionally provided the combination of experimental frequency characteristics of a stand-alone (disconnected from the rudder) actuator to the control signal, and a dynamic pivot point, continues to be determined using calculation methods.

The examples of stability analysis of the system "rudder – actuator" of the UAV to "air – air" class, using the developed mathematical models, confirming the reliability of the results, are given.

The work is executed at financial support of the Ministry of education and science of Russian Federation, the project No. 834.

Разработка математической модели для выбора геометрических характеристик системы энергопроизводства низкоорбитальной космической платформы

Письмаров А.В., Волоцув В.В.
СГАУ, г. Самара

На сегодня существует проект низкоорбитальной космической платформы (НКП) с вытянутым вдоль продольной оси НКП корпусом в форме призмы. В качестве одного из основных требований - создание ориентации НКП в полете таким образом, чтобы площадь миделева сечения была минимальной.

Солнечная энергоустановка НКП должна включать в свой состав: солнечные батареи; аккумуляторные батареи; блоки управления распределением электропитания; блоки управления зарядом-разрядом аккумуляторных батарей. Солнечные батарей НКП размещаются на боковых гранях корпуса и силовых аэродинамических поверхностях.

Цель работы заключается в разработке алгоритма построения циклограммы энергопитания и энергопроизводства электрической энергии на борту КА. Для выбора оптимальных геометрических характеристик с учетом требуемой энергии на НКП рассматривалась упрощенная модель аппарата. Изменяя диаметр поперечного сечения и длину НКП нужно добиться требуемой энергетике при допустимой силе лобового сопротивления, а также габаритами под обтекателем РН.

Разбивая весь период обращения НКП по орбите на небольшие участки, - шаг интегрирования – задаются дискретно значения силы тока и напряжения для каждого прибора на каждом шаге. Суммируя полученную потребляемую мощность на каждом интервале времени, строится циклограмма потребляемой энергии.

Для подсчета производимой энергии в окно исходных данных задаются параметры солнечной батареи: удельная мощность, площади солнечных батарей и дискретно задаются среднеинтегральные косинусы

углов альфа, т.к. для плоской панели солнечной батареи, расположенной перпендикулярно радиальной оси орбитальной системы координат имеем значение около 0,32, а для солнечной батареи, выполненной в виде наклеенных на цилиндрический корпус НКП фотоэлектрических преобразователей – 0,14.

Подсчитывается производимая энергия от солнечных батарей, и строится циклограмма мощности.

Чтобы убедиться в оптимальном выборе параметров солнечной батареи, строится циклограмма разности между циклограммой потребляемой энергии приборами и производимой энергии от солнечной батареи. Если она будет уходить в отрицательную часть, это говорит о том, что на данном интервале времени электрической энергии не хватает приборам, и необходимо оперировать характеристиками батареи, до тех пор, пока циклограмма не выйдет из отрицательной зоны.

Development of mathematical model for a choice of geometrical characteristics of system of power production of a low earth orbit space platform

Pismarov A.V., Volotsuev V.V.
SSAU, Samara

Today there is a project of low earth orbit space platform with elongated along the longitudinal axis prismatic body. One of the main requirements is a creation of low earth orbit space platform orientation in flight in such a way that the mid-section area becomes minimal.

Solar power plant of low earth orbit space platform should consist of: solar panels; rechargeable cells; beep boxes for power distribution; monitoring units charge-discharge batteries. Solar panels are placed on the low earth orbit space platform side faces of the body and the basic structure of the aerodynamic surfaces.

The purpose of research work is to develop an algorithm for plotting cyclograms of energy supply and generation of electrical energy on board the spacecraft. To select the optimal geometric characteristics with the required energy for the low earth orbit space platform considered the simplified model of the device. By varying the cross-sectional diameter and length of the low earth orbit space platform is necessary to achieve the desired energy at admissible drag force, as well as dimensions under launch vehicle fairing.

Dividing the entire period of the low earth orbit space platform in its orbit in a small area - the integration step - set of discrete values of current and voltage for each device at each step. Summarizing the power consumption at each time interval, a sequence cyclogram is cost energy consumption.

For the calculation of the energy produced in the window of input data ask parameters of solar cell: specific power, the area of solar cells and a discrete set medium cumulative cosines of alpha, as for a flat solar panel, perpendicular radial axis orbital coordinate system have a value of about 0.32, and the solar battery formed in a cylindrical body affixed to low earth orbit space platform - 0.14.

Calculated the energy produced by solar panels and built cyclogram power.

To ensure an optimal choice of parameters of solar panels, built cyclogram difference between the energy consumption devices and generate power from solar panels. If difference to go in the negative part, it means that at a given time interval is not enough electrical energy devices, and must select solar panels characteristics, so long cyclogram is not released from the negative zone.

Выбор конструкции теплозащитного элемента головного отсека сверхзвукового ЛА

Рогов Д.А., Коваленко П.В., Грачев В.А.
МАИ, г. Москва

Целью проведенной работы являлся выбор конструкции теплозащитного элемента головного отсека сверхзвукового летательного аппарата (ЛА). Данный элемент предназначен для снижения температур на внутренних элементах электронного оборудования.

В качестве радиопрозрачного материала носовой части сверхзвукового ЛА зачастую используются неметаллические материалы, в частности – керамики, обладающие отличными свойствами по теплостойкости и теплоизоляции.

При эксплуатации сверхзвукового ЛА между внутренней стенкой керамической оболочки и элементами внутреннего электронного оборудования происходит интенсивный лучистый теплообмен, в результате которого на элементах возникают температуры, превышающие допустимые, при которых работоспособность некоторых устройств может быть нарушена. Это подтверждают результаты расчетов и экспериментов.

Расчетным путем показано, что нанесение каких-либо покрытий на внутреннюю поверхность оболочки или на электронные блоки, не дает каких-либо значимых результатов в плане уменьшения передаваемого теплового потока.

В качестве одной из мер по снижению нагрева внутренних элементов головного отсека было предложено использовать теплозащитный экран (ТЗЭ), который исключил бы прямую теплопередачу за счет радиационного нагрева.

Рассматривались несколько различных вариантов исполнения ТЗЭ, различающихся как по геометрии, так и по применяемым в конструкции материалам. Для каждого варианта исполнения проводился теоретический расчет температурных полей внутренней полости головного отсека ЛА. Расчеты выполнялись методом конечных элементов с использованием пакета прикладных программ ANSYS. Рассматривалась двумерная осесимметричная задача. Результаты показали, что использование ТЗЭ оказывает положительное влияние на температурное состояние внутренних электронных узлов. Полученные расчетные данные подтвердились экспериментально.

По результатам расчета была выбрана оптимальная конструкция ТЗЭ. Далее планируется изготовление натурных изделий для проведения испытаний по рабочим режимам эксплуатации.

Choice of design of supersonic aircraft forebody heat-protection element

Rogov D.A., Kovalenko P.V., Grachev V.A.

MAI, Moscow

The goal of this paper is to choose a design of supersonic aircraft forebody heat-protection element. The element is intended to decrease the temperature on the inner elements of the electronic equipment.

The nonmetallic materials, particularly the ceramic materials with high heat resistance and high heat-insulating properties, are often used as the radioparent materials for supersonic aircraft forebody.

When the supersonic aircraft is in flight, the intensive radiant heat exchange between the inner wall of the ceramic shell and onboard electronic equipment is observed. This radiant heat exchange causes the occurrence of temperatures on the elements exceeding the allowable values. Some devices can fail in this case. This is supported by the calculations and tests.

The results of the calculations show that application of any coatings to the inner surface of the shell or to the electronic devices yields no meaningful results in terms of reduction of transferred heat flow.

The use of thermal shield which will eliminate the possibility of direct heat transfer at the expense of radiant heating was proposed as one of the way to decrease the heating of the forebody inner elements.

Several variants of thermal shields differing both in geometry and in materials used were considered. The theoretical calculation of temperature patterns of the forebody internal space for each variant was carried out. The calculations were made by the finite elements method with the use of the application program package ANSYS. The bidimensional axisymmetric problem was considered. The results have shown that the use of thermal shields exerts a positive effect on the temperature conditions of the onboard

electronic equipment. The calculated data obtained have been verified experimentally.

In accordance with the calculation results an optimal thermal shield design has been chosen. It is further planned to manufacture full-scale specimens for carrying out the tests under operating conditions.

Крупномасштабные геофизические реакции на запуски тяжелых космических летательных аппаратов

Рыбников С.И.
МАИ, г. Москва

Космонавтика, как и всякая другая транспортная деятельность, создает нагрузку на экологическую систему, связанную с генерированием шума, акустического и электромагнитного, выбросами продуктов сгорания топлив и их непрореагировавших остатков, механическими загрязнениями сред. Основные природные реакции на запуски изучены. Исследованы и ближние атмосферные реакции на запуски, вызванные образованием вытянутого вдоль траектории первой ступени конвективного восходящего потока – метеотрона. Однако, остается дискуссионным вопрос о крупномасштабных, регионального уровня, геофизических реакциях на запуски тяжелых и сверхтяжелых космических аппаратов. В МАИ было выполнено несколько работ по анализу таких реакций, в частности на запуски КА «Спейс Шаттл».

При вертикальном ракетном старте тяжелого КА в тропосфере вырабатывается ракетное топливо массой порядка половины стартовой массы комплекса, при этом образуется мощный конвективный поток, выносящий в среднюю тропосферу влагу и пыль. Взаимодействие кислотообразующих оксидов продуктов сгорания с влагой атмосферы усиливает образующееся первичное облако аэрозоля, которое переносится и разносится потоками ветра, седиментирует и, в течение единиц суток после запуска входя в влагонасыщенные слои тропосферы, стимулирует в них циклонические процессы, которые затем идут на естественных формах и частотах колебаний атмосферы. Поскольку атмосфера реагирует на засев реагентом уже порядка первых сотен граммов на 1 км², а крупнейшие КА имеют стартовую массу порядка 2 тысяч тонн, зона указанного воздействия имеет мегаметровую метрику размеров. Получаемые в результате теоретических расчетов указанных процессов гипотезы о метеовлиянии запусков проверяются экспериментально, статистически, методом взаимных корреляционных функций. Так, был показан следующий за среднестатистическим особо крупным запуском рост общих индексов циркуляции атмосферы в восточном секторе космодрома и даже в целом в среднеширотном поясе Земли, следующий за среднестатистическим крупным запуском подъем

циклонической активности и сильного осадкообразования в расчетной зоне влияния. Выявленный эффект потенциально позволяет варьировать время запусков в соответствии с фазой колебаний участка атмосферы в зоне влияния, избегая нежелательных опасных реакций на него, а также создавая желательные реакции, типа срыва засухи, вымачивания урожая, длительных холодов. Наблюдение за текущими космическими запусками и метеопроцессами в ранее рассмотренных зонах влияния показывает, что выявленный ранее механизм работает, и его дальнейшее комбинированное, теоретическое и экспериментальное, изучение актуально.

Large-scale geophysical reactions at heavy spacecraft launches

Rybnikov S.I.

MAI, Moscow

Like other transport activities, spacecraft launches impact the ecosystem. It generates acoustic and electromagnetic noise, emits fuel combustion products to the atmosphere, and mechanical pollutes the environment. The short-range atmospheric response to the launches is well studied. Those are caused by convective upstream (often referred as meteoron) extended along the launcher first stage trajectory. However, the large-range, region scale, geophysical response to the heavy launches still remains a discussion field. A few works of the MAI were carried out analyzing such phenomena, in particular, on Space Shuttle launches.

During the vertical launch of heavy launcher the following processes take place. On its way through the troposphere, combustion of the fuel in amount equal to half the mass of the launcher starting weight occurs. This forms a strong convective flow introducing moisture and dust into the middle troposphere. Acid-forming oxides of the combustion products react with atmospheric moisture. In turn, this reaction enhances the primary aerosol cloud, which is further distributed by wind and eventually precipitate. Within a few days after the launch, it enters the tropospheric layers rich in moisture and stimulates the cyclonic processes. The stimulated cyclonic activity develops further following the natural atmospheric oscillation dynamics. As soon as just few hundred grams of condensation-stimulating media is distributed per 1 sq.km, the atmospheric response gets noticeable. Given that large space launchers have a start weight of about 2 thousand tons, it would impact atmosphere of several thousand square km area. Theoretical analysis of the discussed processes leads to the hypothesis of meteorological response on the launches. The hypothesis was tested experimentally, statistically by method of mutual correlation functions. The statistical analysis showed that launch of the large spacecraft is followed by a n increase of general atmospheric circulation indexes in the eastern sector of the cosmodrome and

even generally in mid-latitude areas of the Earth. Following the heavy launches, cyclonic activity and precipitation in the estimated impact area strongly increases. The understanding of the described above effects may potentially be used to choose the appropriate timing of launches in accordance to the phase of natural atmosphere oscillation in the expected impact zone. That may help to avoid the hazardous reactions on the launches. One can even consider causing positive atmospheric reactions, for example, disruption of drought or long periods of cold weather.

Исследование процесса обратного осмоса для регенерации санитарно-гигиенической воды на космической станции

Сальников Н.А., Бобе Л.С.
НИИхиммаш, г. Москва

Одной из основных задач современной космонавтики является расширение присутствия человека в космическом пространстве. Для выполнения поставленных задач экипаж нуждается в комфортных и безопасных условиях существования. Такие условия могут быть созданы только с помощью комплекса регенерационных систем жизнеобеспечения (СЖО). Важной составляющей СЖО являются системы водообеспечения (СВО).

Приоритетной задачей при осуществлении длительных полетов является получение максимального возврата воды при круговороте веществ на космической станции и снижение затрат энергии. В качестве основных исходных продуктов регенерации воды на борту следует выделить конденсат атмосферной влаги, урину и санитарно-гигиеническую воду. Поток санитарно-гигиенической воды является весьма значительным (2-7 л/чел-сутки), в связи с чем, при организации водных процедур для экипажа и стирки одежды, регенерация санитарно-гигиенической воды и её возврат в цикл потребления являются обязательными. По российской концепции санитарно-гигиеническая вода образует отдельный замкнутый контур использования, регенерации и хранения, что даёт ощутимые преимущества в части требований к очищенной воде.

Использование получившей в последнее время широкое распространение мембранной технологии для очистки воды позволяет исключить фазовые переходы при очистке и снизить затраты энергии.

АО «НИИхиммаш» проведены исследования мембранной технологии, обеспечивающей необходимое качество санитарно-гигиенической воды и высокий коэффициент ее извлечения. В качестве базового метода очистки был выбран метод обратного осмоса, который в комбинации с разработанной технологией проведения процесса извлечения и концентрирования позволяет регенерировать 98% воды.

Проведенные исследования показали перспективность использования метода обратного осмоса для регенерации санитарно-гигиенической воды, полученной при использовании общепринятых моющих средств, и выявили необходимость дальнейших экспериментальных исследований.

В докладе рассмотрена принципиальная схема системы очистки санитарно-гигиенической воды и представлены результаты исследований обратноосмотических элементов российского и зарубежного производства, используемых для очистки имитатора санитарно-гигиенической воды, загрязненной моющим средством общего применения.

Investigation of the process of reverse osmosis as hygiene water processing method aboard the space station

Salnikov N.A., Bobe L.S.

NIIchimmash, Moscow

One of the key problems of modern astronautics is to extend human presence in space. Comfortable and safe conditions of existence are needed for crew members to perform the tasks. Such conditions can be created only by means of a complex of recovery (regenerative) life support systems. Water supply systems are significant components of life support systems.

Maximum water recovery and reduced energy consumption are the priority goals during long-time spaceflights. Humidity condensate, urine and hygiene water should be allocated as the main sources of water recovery. The flow of hygiene water is very significant (2-7 liters/spaceman/day), so hygiene water processing and recovery after washing clothes and taking a shower are required. According to the Russian concept hygiene water forms a separate closed circuit of use, recovery and storage, that gives tangible benefits in terms of the requirements for purified water and energy consumption.

Using recently widespread membrane technology makes it possible to eliminate the phase transitions in the purification and reduce energy consumption.

NIICHIMMASH has conducted researches of membrane technology for providing the required quality of hygiene water and high water recovery efficiency. Reverse osmosis was selected as a basic purification method. Reverse osmosis in combination with the designed technology of recovery and concentration allows to win back 98% of water.

Studies have shown that the use of reverse osmosis for the hygiene water regeneration obtained with the use of conventional detergents is very promising. But further experiments are needed.

In this report the concept of new hygiene water processing system is shown. The results of researches of rolled elements produced in Russia and

abroad and used for the purification of hygiene water imitator polluted by liquid soap used in conventional sanitary procedures are provided.

Вариационные задачи выбора оптимального управления беспилотным летательным аппаратом

Балык В.М., Станченко А.С.

МАИ, г. Москва

В работе рассматривается численный метод выбора оптимального режима движения беспилотного ЛА. Выбираемая функция управления представляется в виде ряда Фурье, в котором коэффициенты Фурье и частота являются варьируемыми параметрами. Варьируемые параметры выбираются методом глобальной оптимизации функций, обратных к целевой функции, вследствие чего аргументом здесь является принятый критерий оптимальности. Тогда, в случае поиска минимума, значение критерия последовательно уменьшается с некоторым шагом, а в случае поиска максимума, значение критерия последовательно увеличивается. Доказано (для задачи минимизации), что если начальное решение выбрать вне области определения обратной функции, то, двигаясь в сторону увеличения критерия оптимальности, будет достигнута точка критерия оптимальности, лежащая в допустимой области обратной функции, после чего начнется смещение в сторону уменьшения критерия до достижения области, где обратная функция не определена. Далее процесс повторяется, в результате чего образуется система вложенных отрезков, пересечение которых содержит точку глобального минимума.

Разработанный численный метод был апробирован на вариационной задаче поиска оптимального расхода топлива при самонаведении беспилотного ЛА, а также при поиске оптимального профиля тяги при маршевом режиме полёта.

The variational problem of optimal control of an unmanned aerial vehicle

Balyk V.M., Stanchenko A.S.

MAI, Moscow

This paper considers a numerical method of selecting the optimum motion of the unmanned aerial vehicle. Select the control function is represented as a Fourier series where the Fourier coefficients and frequency are varying parameters. The varied parameters are selected by global optimization of functions, inverse of the objective function and thus the argument here is adopted as the optimality criterion. Then, in the case of searching the minimum value of the criterion is gradually reduced with a certain step, and in the case of searching for a maximum, the criterion value increases

sequentially. Proven (for minimization problems) that if the initial decision to choose outside the scope of the definition of inverse functions, then, moving in the direction of increasing optimality criterion, a point is reached optimality criterion, which lies in the permissible range of the inverse function, and then start the offset in the direction of decreasing the criterion before reaching the area where the reverse function is not defined. Then the process repeats, resulting in a system of nested intervals such that their intersection contains a point of global minimum.

Developed numerical method was tested on the variational problem of finding the optimal fuel consumption when homing a UAV, and when finding the optimal thrust profile during cruise flight mode.

Траектории довыведения космического аппарата с заданной поглощенной дозой радиации

Старченко А.Е.

РКК «Энергия», г. Королёв;

МФТИ, г. Долгопрудный

С ростом масс космических аппаратов довыводимых на целевую орбиту с помощью двигателей малой тяги растёт доза космической радиации, поглощенная бортовой электроникой из радиационных поясов Земли, что приводит к необходимости использования всё более дорогой радиационно-стойкой элементной базы. Либо данный аспект приводит к необходимости утолщать радиационную защиту аппарата и снижать массу полезной нагрузки. Таким образом, для повышения эффективности довыведения новых космических аппаратов необходимы новые методы снижения радиационной нагрузки на космический аппарат.

Одним из возможных методов снижения поглощённой дозы радиации является способ снижения дозы радиации путём выбора специальной траектории довыведения [1]. Формально идею этого метода можно сформулировать как введение в классическую задачу быстродействия [2] дополнительного уравнения для дозы радиации и краевого условия на дозу на правом конце.

Для решения краевой задачи, получающейся в результате применения принципа максимума Понтрягина к вышеуказанной задаче оптимального управления, в данной работе применяется метод продолжения по параметру [2]. На примере довыведения космического аппарата массой 660 кг с геопереходной орбиты ($h_a=250$ км, $h_p=35000$ км) орбиты на геостационарную было получено снижение поглощенной дозы радиации на 8.5% при увеличении времени перелёта всего на 0.14%. Повышение точности применяемых численных методов,

возможно, позволит снизить дозу на ещё большую величину при таком же относительно малом увеличении времени перелёта.

Список литературы

Dutta Atri, Libraro Paola et al. Minimum-Fuel Electric Orbit-Raising of Telecommunication Satellites Subject to Time and Radiation Damage Constraints // 2014 American Control Conference (ACC), June 4-6, 2014. Portland, Oregon, USA.

Петухов, В. Г. Оптимизация многовитковых перелетов между некомпланарными эллиптическими орбитами // Космические исследования, 2004, том 42, № 3, с. 1-20.

Low-thrust orbit-raising trajectories with fixed absorbed radiation dose

Starchenko A.E.

RSC “Energia”, Korolev;

МИПТ, Dolgoprudny

With spacecraft’s mass growth space radiation dose absorbed during orbit-raising maneuver is growing. More and more expensive radiation-resistant electronics must be used to cope with dose growth. Another way to prevent orbit-raising spacecraft from Van Allen radiation damage is make thicker radiation shield and reduce mass of payload. The difficulties mentioned above prove that the problem of developing alternative methods of radiation damage reduce is actual nowadays.

One of possible ways to decrease the dose is connected with special choice of orbit insertion trajectory [1]. The idea of finding a trajectory that reduce radiation dose can be expressed formally as posing a minimum-time orbit insertion problem [2] with additional radiation dose equation of motion. Moreover, additional boundary condition for a final value of dose must be considered.

In order to solve boundary value problem arising from maximum principle for optimal control problem mentioned above numerical continuation method [2] is used. In this paper example with a 660 kg spacecraft moving from geostationary transfer to geosynchronous orbit considered. Trajectory changing for this transfer could result in total radiation dose decrease by 8.5% along with only 0.15% increase of the transfer time.

References

Dutta Atri, Libraro Paola et al. Minimum-Fuel Electric Orbit-Raising of Telecommunication Satellites Subject to Time and Radiation Damage Constraints // 2014 American Control Conference (ACC), June 4-6, 2014. Portland, Oregon, USA.

Петухов, В. Г. Оптимизация многовитковых перелетов между некомпланарными эллиптическими орбитами // Космические исследования, 2004, том 42, № 3, с. 1-20.

**Изучение электроразрядной обстановки вокруг МКС
в ходе наземного моделирования и космического эксперимента
«Плазма-ЭРП»**

Твердохлебова Е.М., Сизов А.А., Синельников В.Ю., Хомин Т.М.
ЦНИИмаш, г. Королёв

Проведенное во ФГУП ЦНИИмаш моделирование плазменной обстановки вокруг Международной космической станции (МКС) показало возможность возникновения и развития электростатических разрядов на её поверхностях [1]. Результаты космического эксперимента «Плазма-МКС» подтверждают возможность возрастания электрических полей вокруг космических аппаратов (КА) в условиях движения в ионосфере и возможность их возрастания в локальных областях поверхности до величин, ведущих к разрядным эффектам [2].

Для отработки средств контроля электроразрядной обстановки на внешней поверхности и в плазменном окружении МКС, а также для осуществления регулярного и непрерывного мониторинга российский сегмент будет оснащен аппаратурой регистрации газоплазменного окружения (АРГО) [3].

Для проведения данной работы необходимо создание наземного измерительного комплекса, позволяющего выполнять следующие задачи:

- проведение испытаний научной аппаратуры АРГО и её макетов в смоделированных условиях, подобных обстановке вблизи поверхности МКС;
 - проведение испытаний аппаратуры на стойкость к электрофизическим факторам воздействия плазменной среды.
 - В докладе приведены:
 - результаты экспериментального моделирования в вакуумной камере электрофизических процессов, происходящих при электрических разрядах на корпусе МКС;
 - краткие сведения о результатах КЭ «Плазма-МКС»;
 - сведения о подготовке КЭ «Плазма-ЭРП».
1. Б.С. Борисов, В.И. Гаркуша, А.Г. Корсун, А.А. Сизов, Т.М. Хомин, Е.М. Твердохлебова, Экспериментальное моделирование в вакуумной камере электрофизических процессов, происходящих при электрическом разряде между высоковольтными солнечными батареями и корпусом Международной космической станции, Научные чтения, посвящённые 90-летию со дня рождения Юрия Александровича Мозжорина, г.Королёв Московской области, ЦНИИмаш, 2010
 2. F.F.Gabdullin, A.G.Korsun, E.M.Tverdokhlebova, E.G.Lavrenko. The Plasma Plume of the ISS Plasma Contactor Unit under the Effect of the

Geomagnetic Field. The 30th International Electric Propulsion Conference, Florence, Italy September, 2007. IEPC-2007-049

3. В.А. Гапонов, С.С. Кавтрев, Б.А. Рабинович, А.В. Хохлов, А.Г. Корсун, А.А. Сизов, Е.М. Твердохлебова, Р.В. Орлов, Исследование электроразрядной обстановки вокруг МКС. Научная аппаратура регистрации газоплазменного окружения «АРГО», Робототехника и техническая кибернетика, 2(3)/2014г.

**Researching of the electrical and charging phenomena near the ISS
for laboratory modeling and space experiment «Plasma-ERP»**

Tverdokhlebova E.M., Sizov A.A., Sinelnikov V.Yu., Khomin T.M.
TsNIImash, Korolev

The modeling of plasma environment near the International Space Station (ISS), which was carried out in TsNIImash, shows that there is a possibility of electrostatic charges growth on the spacecraft surface [1]. Results of the space experiment «Plasma-MKS» confirms the possibility of electrical fields increasing around the spacecraft whit motion in ionosphere and possibility of critical increasing in local areas which provides charge phenomena [2].

On the Russian segment of the ISS will be mounted the gas and plasma registration equipment ARGO [3]. It allows test the electrical and charge environment control facilities on the external surface of ISS and also provides regular and continual monitoring of the charge situation.

For experiments providing is necessary to create laboratory measurement facility, which allows solve next tasks:

- scientific equipment «ARGO» and models testing in the laboratory environment which is similar with conditions near the ISS;
 - electrical proof equipment testing in plasma environment.
 - In report:
 - results of the experimental electrical processes modeling, which are similar with charges on the ISS surface;
 - space experiment «Plasma-MKS» brief;
 - space experiment «Plasma-ERP» preparing brief.
1. B.S. Borisov, V.I. Garkusha, A.G. Korsun, A.A. Sizov, T.M. Khomin, E.M. Tverdokhlebova, Experimental'noe modelirovanie v vakuumnoy kamere electrofizicheskikh processov, proishodyashih pri electrichestkom razriade mezhdru viskovol'tnimi solnechnimi batareyami Ikorpusom Mezhdunarodnoy kosmicheskoy stancii, Nauchniechtenia, posviashennie 90-letiyu so dnya rozhdenia Yuria Aleksandrovicha Moszhorina, g.Korolev Moskovskoy oblasti, TSNIImash, 2010.
 2. F.F.Gabdullin, A.G.Korsun, E.M.Tverdokhlebova, E.G.Lavrenko. The Plasma Plume of the ISS Plasma Contactor Unit under the Effect of the

Geomagnetic Field. The 30th International Electric Propulsion Conference, Florence, Italy September, 2007. IEPC-2007-049.

3. V.A. Gaponov, S.S. Kavtrev, B.A. Rabinovich, A.V. Khokhlov, A.G. Korsun, A.A. Sizov, E.M. Tverdokhlebova, R.V. Orlov, Issledovanie electrorazryadnoy obstanovki vokrug MKS. Nauchnaya apparatura registratsii gazoplazmennogo okruzheniya «ARGO», Robototekhnika i tehnikeskaya kibernetika, 2(3)/2014г.

Маршрутизация облета легким беспилотным летательным аппаратом неравноценных объектов в поле постоянного ветра с учетом ограничения на время полета по маршруту

Моисеев Д.В.¹, Чинь В.М.¹, Моисеева С.Г.¹, Фам С.К.²

¹МАИ, г. Москва; ²ГТУ им. Ле Куи Дона, г. Ханой

В докладе показано, как методика оптимальной маршрутизации полета, разработанная авторами ранее [1-2], распространяется на случай облета неравноценных объектов. Неравноценность объектов характерна, например, для поисковых задач. Критерием при этом является вероятность обнаружения. Включение определенной поворотной точки в маршрут полета связано с увеличением значения критерия на известную величину.

При нахождении оптимального маршрута полета учитывается наличие ветра в зоне полета, что для легких беспилотников является ключевым фактором. Учитывается также ограничение на время полета. При составлении маршрута использована процедура многократного решения задач целочисленного линейного программирования с последовательным исключением подциклов [3]. При программной реализации методики апробировано применение нового алгоритм решения задачи линейного программирования с булевыми переменными, реализованное функцией `crplexbilp` пакета IBM ILOG CPLEX, совместимой со средой MATLAB.

Представлены примеры, демонстрирующие работоспособность предложенной процедуры маршрутизации, в том числе для маршрутов, связывающих несколько десятков точек.

1. Чинь В.М., Моисеев Д.В., Моисеева С.Г., Фам С.К. Маршрутизация полета легкого беспилотного летательного аппарата в поле постоянного ветра при ограничении на продолжительность полета // Тезисы докладов 20-ой Международной конференции "Системный анализ, управление и навигация», с 28 июня по 5 июля 2015 г., Украина, г. Евпатория (Крым). – М.:МАИ, 2015 – С.167-169.
2. Моисеев Д.В., Чинь В.М., Мозолев Л.А., Моисеева С.Г., Фам С.К. Маршрутизация полета легкого беспилотного летательного аппарата в поле постоянного ветра на основе решения разновидностей задачи

коммивояжера// Электронный журнал «Труды МАИ», 2015, выпуск № 79; <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=55782>

3. Козлов М.В., Костюк Ф.В., Сорокин С.В., Тюленев А.В. Решение задачи коммивояжера методом целочисленного линейного программирования с последовательным исключением подциклов: описание и алгоритмическая реализация// *Advanced Science*. - 2012. №2. с. 124 – 141.

Routing of light weight unmanned aerial vehicle flight around unequal objects in constant wind field taking into account constraint on the flight duration

Moiseev D.V.¹, Trinh V. M.¹, Moiseeva S.G.¹, Pham X.Q.²

¹MAI, Moscow; ²Le Quy Don University, Hanoi

The report shows how the method of optimal routing flight, previously developed by the authors [1-2], applies to the case of not equal objects. Objects disparity is typical for search tasks. The criterion here is the probability of detection. Inclusion in the flight route a certain turning point means an increase in value of the criterion by a certain amount.

In finding the optimal flight route is taken into account the presence of the wind in the area of flight. This is a key factor for light UAVs. Also takes into account the constraint on the flight duration. The proposed routing technique provides the solution of the Boolean linear programming problem many times simultaneously with the exception of sub-cycles [3] in the preparation of the route. For a software implementation cplexbilp function from IBM ILOG CPLEX was used.

The paper presents examples demonstrating the performance of the proposed routing procedures including routes linking a few dozen points.

1. Trinh V.M., Moiseev D.V., Moiseeva S.G., Pham X.Q. Flight routing of lightweight unmanned aerial vehicle in const wind while limiting the flight duration. System analysis, control and navigation: Scientific conference abstracts. Collected book. – M.: MAI publishing house, 2015. - p.167-169.
2. Moiseev D.V., Trinh V.M., Mozolev L.A., Moiseev S.G., Pham X.Q. Flight routing of lightweight unmanned aerial vehicle in the constant wind on the basic of the species of the traveling salesman problem. Electronic journal “Trudy MAI”, 2015, issue № 79; <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=55782>
3. Kozlov M.V., Kostyuk F.V., Sorokin S.V., Tiulenev A.V. Solving travelling salesman problem by integer linear programming with cumulative subtour elimination: description and implementation. *Advanced Science*. 2012. №2. pp. 124-141.

Эскизное проектирование магнитных исполнительных органов системы ориентации и стабилизации малого космического аппарата и стенда для их отработки

Фирсюк С.О., Терентьев В.В., Шемяков А.О., Терещенко Т.С.
МАИ, г. Москва

Мировые тенденции развития малоразмерных космических аппаратов имеют направленность на переход от единичных крупных спутников к информационно единым многоспутниковым группировкам. Актуальными научно-технологическими задачами при этом являются разработка и создание полнофункциональных аппаратов с трехосной ориентацией, обеспечивающей целевое применение в таких сферах, как дистанционное зондирование Земли, астрофизические и геофизические исследования. Создание надежных, перспективных малоразмерных космических аппаратов (МКА) в России сталкивается со многими научно-техническими и технологическими трудностями. Ряд ключевых комплектующих не имеет отработанных отечественных аналогов, а освоенные промышленностью образцы переразмерены и зачастую не имеют цифровых каналов управления.

В связи с этим необходима разработка высокоэффективных исполнительных органов системы ориентации, обеспечивающих ориентацию и стабилизацию МКА с заданной точностью без расхода массы и с минимальными энергетическими затратами. Целью работы являлась разработка эскизного проекта на перспективный магнитный исполнительный орган (МИО) системы ориентации малых космических аппаратов и на стенд для его отработки. Предложенное конструктивное исполнение МИО в виде разнесенных катушек и их блоков управления, подключаемых к бортовой информационной шине, обеспечивает широкие возможности по компоновке в корпусе аппарата, что особенно актуально для сверхмалых космических аппаратов и не имеет известных аналогов.

Основные особенности стенда: МИО устанавливается на корпусной макет МКА, оснащенный оригинальной системой обезвешивания, позволяющей проверить динамические характеристики СОС за счет учета микроперемещений, отслеживаемых высокоскоростной видеокамерой.

Результаты разработки МИО предполагается использовать для подготовки к промышленному производству.

Работа выполнена в рамках гранта Президента РФ по государственной поддержке молодых российских ученых-кандидатов наук (МК-7938.2015.8).

Conceptual design of the magnetic executive bodies system of orientation and stabilization of small spacecraft and stand for their testing

Firsyuk S.O., Terentiev V.V., Shemyakov A.O., Tereschenko T.S.
MAI, Moscow

Global trends of small spacecraft development have the focus on the transition from single large satellites to information and unique multisatellite groups. The actual scientific and technological objectives are the development and creation of full featured machines with three axis orientation that provides the target application in such fields as the Earth remote sensing, astrophysical and geophysical research.

Creation of reliable promising small spacecraft (SSC) in Russia faces many scientific, technical and technological difficulties. A number of key components does not have domestic analogues and mastered by industry samples often do not have digital control channels.

In this regard it is necessary to develop high effective executive bodies of the orientation to ensure proper orientation and stabilization of the SSC with a given accuracy without mass expense and with minimal energy consumption. The aim of this work was to develop a preliminary design of a perspective magnetic executive body (MEB) of small spacecraft orientation system and stand for its testing. The proposed design of MEB in the form of spaced coils and their control units connected to the onboard information bus, provides ample opportunities for arrangement in the body of device, which is especially important for ultrasmall spacecraft and has no known analogues.

The main features of the stand: MEB is installed on the SSC corp model equipped with the original system of weight relief to verify the dynamic characteristics of the SOS taking into account the micrometric movements tracked by high speed video camera.

The results of the MEB development will be used for the preparation for industrial production.

The project is realized in the framework of the Russian President Grant for state support of young Russian scientists-candidates of Sciences (MK-7938.2015.8).

3. Энергетические установки авиационных, ракетных и космических систем

3. Power Units of the Aviation, Rocket and Space Systems

Conceptual design method based on generalized energy for solar-powered aircraft

Guo Zheng, Hou Zhong-xi, Li Li
NUDT, Changsha, China

Long endurance solar-powered airplane is the frontiers of modern science and engineering, which includes innovated conceptual design technology, aerodynamic configuration, regenerative energy technology, large scale and light weight structural technology and high efficient propulsion technology, etc. Confined to the current technologies, the feasible design space of a solar-powered airplane is fairly narrow. The traditional conceptual design method usually can not meet the design requirements especially the long endurance requirement. Thus we should try to explore the brand new design method. Regarding to the current technologies, energy shortage dominates the whole life of the long endurance solar-powered airplane, and meeting the energy balance is the crucial and essential constraint. Base on energy center fundamental, we should consider the coupling relations and sensitivities of multi disciplinary and employ the integrated design optimizations.

Energy center fundamental based conceptual design models were established. The concept of generalized energy is proposed. Through the coupling relation analysis of energy, we have unified the expressions of the balance of thrust and drag, balance of lift and weight and the balance of energy. We have revealed that the crucial point of the conceptual design of a solar-powered airplane is to realize the energy collection, storage and delivery. The energy center fundamental based conceptual design model is constructed, and the design space of the long endurance solar-powered airplane is expressed analytically. The flight altitude and wing loading of a solar-powered airplane is derived as the algebraic expression of four disciplinary i.e., aerodynamic, structure, photovoltaic and energy. The sensitivities of each disciplinary on the solar-powered airplane are analyzed, revealing the key disciplinary of long endurance flight. The coupling relations of multi disciplinary are analyzed, yielding the equivalence laws between multi disciplinary.

According to the limited feasible design space and the tough work to achieve an optimal and feasible design proposal, the optimization based conceptual design method is proposed. The crucial point of the design method

is to achieve the energy balance, the constraints are the design altitude and the wing loading, the design variables are technical parameters of multi disciplinary and the optimization goal is to minimize the technical merit requirements. Furthermore, the dynamic process based conceptual design method is proposed. With dynamic soaring, gravitational gliding flight path, the battery amount can be reduced and the requirement to the energy density of batteries can be brought down. Keywords: Solar-powered aircraft; HALE; Conceptual design; Generalized energy; Energy cycle.

Mathematical analysis of convection/transpiration cooling in high speed aircrafts

Weixing Zhou, Xuefeng Xiao

Harbin Institute of Technology, Harbin, China

Thermal protection is one of the keys that make sure high speed aircrafts work perfect. A good cooling system is necessary to protect solid surfaces in extreme environment. Ability of convection cooling can't match demand of vehicles with the development of technology, which means higher effective cooling method is demanded to apply to protect core components in high heat flux environment. Transpiration cooling is more effective than traditional convection cooling, and has been used in design of liquid propellant rocket engine combustors. Transpiration cooling and convection cooling work in a same time and use a same supply coolant channel. Convection heat transfer can influence the process of transpiration in porous media, in the same time, transpiration can alter the condition of convection because of the change of coolant mass flow rate along the coolant channel. The relationship between transpiration and convection has always been inseparable. A mathematical model is constructed on the basis of heat balance to analyze the relationship between convective coolant flow ratio, blowing ratio and cooling efficiency. A response surface of mathematical model is acquired, and the realizable areas are analyzed by this response surface. It's important to note that the highest cooling efficiency cannot be pursued blindly in the design of cooling system, on the contrary, reasonable range should be selected carefully by actual demand of engineering.

Влияние магнитных и электростатических полей на тепловые процессы в газообразном метане

Алтунин В.А.², Алтунин К.В.², Абдуллин М.Р.², Яновская М.Л.¹

²КНИТУ-КАИ, г. Казань;

¹ЦИАМ им. П.И. Баранова, г. Москва

Известно, что запасов нефти в РФ осталось примерно на 50 лет, а природного газа метана - на 200 лет. Поэтому, согласно Постановлений Правительства РФ, в настоящее время происходит перевод современной

техники на газообразные горючие. Но особенности тепловых процессов в них до конца не исследованы.

При нагреве газообразного метана происходят тепловые процессы, среди которых особо можно выделить процесс увеличения коэффициента теплоотдачи α при увеличении давления и негативный процесс осадкообразования. Очень мало сведений о влиянии магнитных и электростатических полей на тепловые процессы в газообразном метане. Поэтому было принято решение о проведении экспериментальных исследований влияния магнитных и электростатических полей на тепловые процессы в условиях естественной конвекции газообразного метана.

Была создана экспериментальная установка и рабочие участки для исследования влияния магнитных и электростатических полей на тепловые процессы в условиях естественной конвекции газообразного метана.

Результаты экспериментальных исследований показали, что магнитные поля очень слабо влияют на интенсификацию теплоотдачи и практически вообще не влияют на предотвращение негативного процесса осадкообразования. Электростатические поля – увеличивают коэффициент теплоотдачи α и предотвращают осадкообразование в зоне прохождения силовых линий.

Обнаружено, что на острие отдающей иглы почти всегда появляется униполярная светящаяся корона, которая создает дополнительные силовые линии и расширяет зону без осадка. Определены зоны возможной применимости электростатических полей, а также их границы.

Результаты экспериментальных исследований позволили: разработать новые методики расчета влияния электростатических полей на теплоотдачу и осадкообразование в газообразном метане в условиях его естественной конвекции; разработать и запатентовать новые конструктивные схемы форсунок, топливно-охлаждающих каналов, фильтров.

Доклад сопровождается иллюстрационным материалом. Применение результатов исследований позволит создавать новую технику повышенных характеристик по ресурсу, надежности, безопасности, экономичности и экологичности.

Influence of magnetic and electrostatic fields on thermal processes in the gaseous methane

Altunin V.A.², Altunin K.V.², Abdullin M.R.², Yanovsky M.L.¹

²KNRTU-KAI, Kazan;

¹CIAM named after P.I. Baranov, Moscow

It is known that oil reserves in the Russian Federation remains of about 50 years and natural gas methane - for 200 years. Therefore, according to the Resolution of the Russian Government, now modern technology is converted to gaseous fuels. But features of thermal processes are not fully investigated.

During heating the methane gas occurring thermal processes, among which especially can distinguish the process of increasing the heat transfer coefficient α with increasing pressure and negative process of sedimentation. Very little is known about the influence of magnetic and electrostatic fields on thermal processes in the gaseous methane. Therefore, it was decided to realize experimental research on the influence of magnetic and electrostatic fields on thermal processes in the natural convection of methane gas.

Were created an experimental setup and working areas for the study of the influence of magnetic and electrostatic fields on thermal processes in the natural convection of methane gas.

The experimental results showed that the magnetic field is very weak influence on heat transfer enhancement and practically doesn't effect on the prevention of sedimentation. Electrostatic fields - to increase the heat transfer coefficient α and prevent sedimentation in the area of power transmission lines.

It was found that on the tip of the donating needle almost always appears unipolar luminous crown, which creates additional power lines and expands the zone without sediment. The zones possible applicability of electrostatic fields, as well as their borders were identified.

The experimental results have allowed: to develop a new method of calculating the effect of electrostatic fields on heat transfer and sedimentation in gaseous methane under conditions of natural convection; develop and patent new design scheme injectors, fuel and cooling channels, filters.

The report is accompanied by illustrative material. Application of the results of research will create new technology for high performance resource, reliability, safety, economy and environmental friendliness.

**К выбору варианта узла крепления решётки ВЗУ
для комбинированного ракетно-прямоточного двигателя**
Андрюшин А.С., Выshedкевич И.У., Коротков М.О., Макаревский Д.И.
МКБ «Искра», г. Москва

К наиболее перспективным двигательным установкам (ДУ) для авиационных ракет относятся комбинированные ДУ, состоящие из стартового РДТТ и маршевого прямоточного воздушно-реактивного двигателя (ПВРД), позволяющие увеличить энергетические характеристики за счёт использования атмосферного воздуха, и существенно повысить скорость ракеты на конечном участке траектории [1]. В компоновках современных ракет комбинированный ракетно-прямоточный двигатель (КРПД) располагается в хвостовой части [2] и состоит из маршевого газогенератора, переходного отсека с регулятором расхода топлива, стартового двигателя (СД), расположенных тандемом и воздухозаборных устройств (ВЗУ) расположенных вдоль корпуса ДУ.

На маршевом режиме полёта работает газогенератор, продукты сгорания которого поступают через регулятор в СД и смешиваются с воздухом, поступающим из ВЗУ, участвуя в процессе дожига. Одним из важных узлов такой ДУ является решётка ВЗУ, которая располагается на выходе ВЗУ и совместно с заслонкой должна обеспечивать герметичность камеры стартового двигателя при её работе и вскрываться, обеспечивая проход воздуха, при включении маршевого режима.

Рассматривается два конструктивных варианта оформления узла крепления решётки:

- крепление в рамку вваренную в обечайку стартового двигателя;
- решётка непосредственно вваренная в обечайку стартового двигателя

Для обоих вариантов с помощью конечно-элементного комплекса SolidWorks Simulation были проведены нелинейные прочностные расчёты от давления в камере СД.

Обсуждаются результаты расчётов, анализ которых показывает, что предпочтение следует отдать второму варианту (вваренной в обечайку решётке), позволяющему включить в работу обечайки СД, ослабленной вырезами для ВЗУ, рёбра решётки и снизить напряжение и деформацию в области крепления.

Литература

Конструкция и проектирование комбинированных ракетных двигателей на твёрдом топливе: Учебное пособие / Б.В. Обносков, В.А. Сорокин и др.-М.: Изд-во МГТУ им. Баумана, 2012.-279с.

Интегральные прямоточные воздушно-реактивные двигатели на твёрдых топливах (Основы теории и расчёта) / В.Н. Александров, В.М. Быцкевич, В.К. Верхоломов.-М.: ИКЦ «Академкнига», 2006.-343с.

Concerning selection of variant of mounting unit of air intake deflector for combined solid-propellant rocket-ramjet motor (CSRM)

Andryushin A.S., Vyshedkevish I.U., Korotkov M.O., Makarevskiy D.I.
MDB "Iskra", Moscow

Combined propulsion systems (PS) are attributed to the most perspective PS for a aviation missile, consisting of solid booster rocket engine and sustainer ramjet air-breathing engine, allowing increasing energy characteristics at the expense of using atmosphere air, and substantially increasing missile speed in final segment of trajectory [1]. In configurations of modern rockets, Combined Solid-propellant Rocket Motor is located in aftbody [2], and consists of gas generator of sustainer, transition unit with Fuel Flow Controller, booster engine, placed by tandem arrangement and air intakes (AI) located along body of propulsion system.

In sustainer phase, gas generator is working, whose combustion products go through regulator into booster engine and mix with air coming from air intakes, taking part in afterburner process. One of the major unit of such propulsion systems is a grid deflector of air intake, which located at exit of air intake and together with cover of air intake have to provide hermeticity of booster chamber under its operation and to be opened providing air passage under start of sustainer phase.

Two variants of structure are considered for designing a mounting unit of grid deflector:

- fixation in frame welded in shell drum of booster;
- grid directly welded in shell drum of booster.

Non linear strength calculations against pressure in chamber of booster were carried out for both variants with assistance of finite-element complex of Solid Works Simulation.

Calculation results are discussed for which analysis shows that preferences could be given to second variant (grid was welded in shell drum), allowing to include in operation of booster shell drum, weakened by cutouts for air intakes, gridrib and reduce stress and strain in the fixation area.

Structure and designing of combined rocket engines with solid propellant: Educational book / B.V.Obnosov, V.A.Sorokin and others.-Moscow.: Publishing house of Moscow High Technical University named after Bauman, 2012.-279p.

Integral Solid Fueled Ramjets and Ducted Rockets (Theory and Designing)/V.N. Aleksandrov, V.M. Bytskevich, K.Verkholomov - Moscow: Publishing of "Akademkniga", 2006-343 p.

Обеспечение стендовой отработки ЖРД с соплами больших степеней расширения

Бережной В.Н.

НИЦ «РКП», г. Пересвет

Целью данной работы является разработка и создание стендового оборудования, обеспечивающего проведение наземных испытаний кислородно-водородных жидкостных ракетных двигателей для верхних ступеней ракет и орбитальных разгонных блоков. Разработка технических решений проводилась в практическом приложении к обеспечению наземной экспериментальной отработки двигателя РД0146Д с тягой 7,5 тс, создаваемого АО КБХА.

Для обеспечения экспериментальной отработки РД0146Д было применено последовательное усложнение стендового оборудования с увеличением степени имитации высотных условий и одновременное приближение испытываемых образцов двигателя к штатному исполнению. Выбрано три варианта исполнения двигателя РД0146Д используемого при экспериментальной отработке:

- без установки соплового насадка радиационного охлаждения (НСРО) с диаметром выходного сечения сопла 960мм ($f_a/f_{кр}=115$);
- с укороченным НСРО с диаметром выходного сечения сопла 1250 мм ($f_a/f_{кр}=195$);
- с полноразмерным НСРО с диаметром выходного сечения сопла 1950 мм ($f_a/f_{кр}=474$).

Для всех трёх вариантов был выполнен расчёт геометрии выходных диффузоров или газодинамических труб (ГДТ). Проведено математическое моделирование течения продуктов сгорания. Проведены испытания моделей сопла двигателя и ГДТ в масштабе 1:10.

По результатам проведённого моделирования использование ГДТ с выходом в атмосферу возможно только для испытаний РД0146Д без НСРО. Для испытаний с НСРО необходимо использование откачки продуктов сгорания из выходного сечения ГДТ.

Разработана схема системы откачки продуктов сгорания с использованием охлаждения и частичной конденсации продуктов сгорания за счёт непосредственного впрыска воды в поток продуктов сгорания. Последующая откачка продуктов сгорания обеспечивается паровыми эжекторами.

Для генерации пара разработаны генераторы пара, использующие этиловый спирт, жидкий кислород и воду, производительностью по 22,5 кг/с. Предполагается использование шести генераторов пара. Для подачи компонентов в генераторы предполагается использование трёх турбонасосных агрегатов. В настоящее время проводится автономная отработка парогенераторов и ТНА.

Разрабатывается математическая модель для моделирования процессов конденсации продуктов сгорания. Разработана и изготавливается модель выхлопного тракта в масштабе 1:10 для моделирования процессов конденсации и эжектирования.

Итогом работы является создание стендового оборудования для наземной экспериментальной отработки РД0146Д, а также выработка методики и основных технических решений для наземной экспериментальной отработки ЖРД с соплами больших степеней расширения.

Работа будет продолжена в 2016г.

Activities in support of ground-based development testing of liquid rocket engines (Ire) incorporating high-expansion-ratio nozzles

Berezhnoy V.N.
RC "RSI", Peresvet

The objective of the presented work is to develop and construct the test facility equipment that would be able to support conducting ground-based tests of Lox/LH₂ liquid rocket engines intended to power rocket upper stages and orbital boosters. To address this task, a number of engineering solutions were elaborated for their practical application to supporting ground-based experimental development of 7.5 tf RD0146D engine being developed by KBKhA (Design Bureau for Chemical Automation).

To facilitate performing the experimental development of RD0146D engine, a step-by-step augmentation of the test stand equipment was implemented, thus increasing high-altitude simulation capability and simultaneously contributing to realization of the full-scale engine hardware being tested. Three design configurations of the RD0146D engine to be used in the experimental development were chosen:

- without attaching the radiation cooled nozzle extension with a nozzle exit diameter of 960mm ($f_a/f_{cr}=115$);
- with the truncated radiation cooled nozzle extension with a nozzle exit diameter of 1250 mm ($f_a/f_{cr}=195$);
- with the full-sized radiation cooled nozzle extension with a nozzle exit diameter of 1950 mm ($f_a/f_{cr}=474$).

For all three engine versions, the geometry of exhaust diffusers or gas dynamic tubes (GDT) has been calculated. Mathematical modelling of combustion gas flow pattern has been performed. Tests of engine nozzle and GDT models at a 1:10 scale have been conducted.

The results of the performed modelling suggest that employment of GDT with the exhaust into atmosphere is only possible in tests of the RD0146D engine configuration without radiation cooled nozzle extension. To allow

tests with the attached radiation cooled nozzle extension, it is essential that combustion gas at the GDT exit section should be evacuated.

A combustion gas pumping system scheme has been elaborated. That scheme involves the use of cooling and partial condensation of combustion products by means of water direct injection into the combustion gas flow. A follow-up evacuation of combustion gas is provided by steam ejectors.

Steam generators have been developed that employ ethanol, liquid oxygen and water, each having a capacity of 22.5 kg/sec. As many as six steam generators are supposed to be used. Three turbo pump units (TPU) will be used to supply working fluid to the steam generators. Currently, component-level tests of TPU and steam generators are underway.

A mathematical model is being developed for modelling combustion gas condensation processes. A sub-scale model of the exhaust duct at a scale of 1:10 has been developed to ensure modelling of condensation and ejection processes. Currently the physical model is being fabricated.

The work outcome suggests construction of the test stand equipment able to support ground-based experimental verification of the RD0146D engine, as well as development of the procedure and key engineering solutions to be used in the ground-based experimental verification of LRE with high-expansion-ratio nozzles.

The work will be continued in 2016.

Обеспечение геометрической точности валов при упрочнении посадочных поверхностей дробеструйной обработкой

Букатый А.С.
СГАУ, г. Самара

Упрочнение дробеструйной обработкой приводит к появлению остаточных напряжений в поверхностном слое деталей, и, как следствие, технологическим остаточным деформациям (ТОД). При дробеструйном упрочнении деформации валов приводят к увеличению диаметра посадочных поверхностей, превышающих технологические допуски, в связи с чем, целью данной работы является прогнозирование деформаций и назначение режимов упрочнения, обеспечивающих изготовление валов в соответствии с повышенными технологическими требованиями к точности.

Деталь, подвергаемая исследованиям – вал из материала ВТ-22. Упрочнению подвергались посадочные поверхности под подшипники. Решение поставленной задачи осуществлялось на основе разработанных расчётных методик, позволяющих методом конечных элементов осуществить прогнозирование ТОД от воздействия остаточных напряжений. С этой целью был изготовлен образец цилиндрической формы из материала ВТ-22, имитирующий элемент детали. Образец

упрочнялся на режиме, соответствующем технологии изготовления детали. Определение остаточных напряжений осуществлялось на установке АСБ-1 методом электролитического травления. Полученное распределение остаточных напряжений использовалось при расчетах ТОД вала подлежащего упрочнению. Расчётное прогнозирование ТОД производилось в системе ANSYS. Конечно-элементная модель представляет собой вал, в поверхностный слой которого загружаются остаточные напряжения. Внутренний диаметр вала составляет 110мм, толщина стенки 15мм. По результатам расчётов изменение диаметра составило 0.0142 мм. Корректировка режима упрочнения на основе дополнительных расчётов позволила сократить изменение диаметра вала до 0.01 мм. По результатам расчётно-экспериментальных работ упрочнению подвергалась деталь. Изменение диаметра упрочняемых посадочных поверхностей под подшипники составило 0.008-0.01 мм.

Выводы:

- Расчётное прогнозирование ТОД необходимо производить для всех упрочняемых деталей подверженных изменению размеров и формы.
- Упрочнение поверхностным пластическим деформированием применимо в ремонтном производстве с целью увеличения диаметра посадочных поверхностей.
- Назначение режимов дробеструйной обработки титановых сплавов требует тщательного исследования т.к. в ряде случаев замечена быстро протекающая релаксация остаточных напряжений, сопровождающаяся соответствующими ТОД.

Ensuring geometric accuracy of the shafts after the shot peening of seating surfaces

Bukatyi A.S.
SSAU, Samara

Shot peening hardening leads to the appearance of residual stresses in the surface layer of the parts, and, as a consequence, technological residual deformations (TRD). After shot peening hardening deformation of shaft increase the diameter of the seating surfaces exceeding technological tolerances, and therefore, the purpose of this work is prediction of deformation and hardening regimes assignment to ensure manufacturing of shafts in accordance with the elevated technological requirements for accuracy.

The part, exposed to research – shaft of material VT-22. Hardening areas are the seating surfaces for bearings. The solution was carried out based on computational techniques that allow to implement finite element prediction of TRD from the effects of residual stresses. According to this purpose a

cylindrical sample of material VT-22 was made which imitates the hardened part. The sample was hardened under the regime corresponding to the standard technologies for the manufacturing of parts. Determination of residual stresses was carried out by means of ASB-1 station by the method of electrolytic etching. The resulting distribution of residual stresses is used in the calculation of the shaft TRD due to hardening. Computational prediction of TOD was carried out in ANSYS. Finite-element model is a shaft with the residual stresses loaded in the surface layer. Internal shaft diameter is 110mm, thickness is 15mm. Based on the results of the calculations the diameter change amounted 0.0142 mm. Hardening regime adjustment, based on additional calculations made it possible to reduce the shaft diameter change to 0.01 mm.

Based on the results of the calculation and experimental work the researching part was hardened by means of shot peening. Changing of the diameter of the hardened seating surfaces for bearings amounted to 0.008-0.01 mm.

Conclusions:

- Computational prediction of TRD must be produced for all the hardened parts subjected to changes of dimensions and shape.
- Hardening by surface plastic deformation is applicable to the repair production with the purpose of increasing the diameter of the seating surfaces.
- The assignment of shot peening regimes for titanium alloys requires careful research because of rapid relaxation of residual stresses in some cases, with the relevant TRD.

Разработка средств измерения пульсаций давления в проточной части ГТД

Иваненко В.Н., Александрова Т.Г., Дягилева Е.С.
ОАО «КУЗНЕЦОВ», г. Самара

Одной из важных задач в деятельности двигателестроительных конструкторских бюро является повышение точности измерения пульсаций давления в проточной части ГТД. Пульсации давления в газозо-воздушном тракте ГТД порождаются срывными явлениями в компрессоре, вибрационным горением в камере сгорания и вихревыми дорожками за плохообтекаемыми элементами проточной части двигателя. Пульсации давления существенно влияют на газодинамическую устойчивость компрессора. Поэтому точное измерение пульсаций давления является важным при экспериментальной доводке ГТД.

Для обеспечения высокоточных измерений пульсаций давления предпринимались теоретические исследования и выполнялись

конструкторские разработки акустических зондов, поскольку в подавляющем большинстве случаев датчики быстропеременных давлений не могут устанавливаться непосредственно в точку измерения. Для подавления резонансных явлений в подводных волноводных каналах применялись корректирующие элементы ("длинная линия").

Авторами ранее был разработан зонд для применения в условиях повышенных средних давлений и температур в тракте ГТД с волноводным каналом длиной 40 м при диаметре 6 мм. Такой акустический зонд обладает большими габаритами и массой и по этой причине часто не удается его размещать в стесненных условиях испытательного стенда.

В работе показано, что для зондов, нуждающихся в коррекции их АЧХ, в целях минимизации габаритов и массы корректирующего устройства длинная линия может быть заменена акустическим перестраиваемым RC-фильтром, обладающим малыми габаритами и массой. Что касается массы такого корректирующего элемента, то она может быть снижена на порядок по сравнению с массой длинной линии с относительно большим диаметром проходного сечения.

Пульсации давления проходят из точки измерения в проточном тракте ГТД в подводный волновод зонда, воздействуют на датчик пульсаций давления и далее проходят в акустический демпфер. Поскольку входное сопротивление акустического демпфера согласовано с волновым сопротивлением волновода, то отсутствуют отраженные волны и датчик воспринимает только падающие волны с минимальными амплитудными искажениями. Особенностью зонда является наличие автоподстройки входного сопротивления демпфера при изменяющемся уровне статического давления. Остаточная погрешность зонда, обусловленная некоторой несогласованностью сопротивления демпфера, может быть компенсирована цифровой коррекцией частотного спектра пульсаций давления по программе ПОВС21 – в пределе 3 – 7 %.

Development of GTE flow duct pressure oscillation measuring instruments

Ivanenko V.N., Aleksandrova T.G., Diagileva E.S.
JSC "KUZNETSOV", Samara

One of the important tasks in motor-building design bureaus activity is improving accuracy of measuring GTE flow duct pressure oscillations. Pressure oscillations in GTE gas-air flow duct are induced by compressor stalls, vibratory combustion in the combustion chamber and vortex trails aft bluff elements of the engine flow duct. Pressure oscillations effect significantly compressor gas-dynamic stability. Thus, accurate measurement of pressure oscillations is very important at GTE experimental development.

The task of providing high-accuracy pressure oscillation measurements was addressed through theoretical investigations and engineering developments of acoustic probes since in the vast majority of cases rapidly varying pressure sensors can hardly be installed directly at the point of measurement. Resonance events in input waveguide channels were suppressed through application of correcting elements ("long line").

Earlier the authors developed the acoustic probe for application under increased average pressures and temperatures in the GTE duct featuring 40 m long waveguide channel of 6 mm diameter. This acoustic probe features big overall dimensions and mass, which often makes it impossible to install it in the space-limited environment of the test stand.

The paper demonstrates that in order to minimize the overall dimensions and mass of the correcting device, the long line in the probes requiring amplitude-frequency response correction may be replaced by acoustically tunable RC-filter featuring low overall dimensions and mass. As to the mass of such correcting element, it can be decreased by an order of magnitude as compared to the mass of a long line of relatively big flow section diameter.

Pressure oscillations are transmitted from the measurement point in GTE flow duct into the probe input waveguide channel, effect the pressure oscillations sensor and then proceed into the acoustic damper. Correlation of the acoustic damper input resistance with the waveguide characteristic wave impedance prevents the formation of reflected waves, and the sensor perceives only the direct waves with minimum amplitude distortions. The acoustic probe features self-tuning of damper feed impedance under variation of static pressure level. Residual error of the probe caused by some mismatch of damper resistance can be compensated by the digital correction of pressure oscillations frequency spectrum according to ПОВС21 program within 3 – 7 % range.

Разработка систем охлаждения лопаток высокотемпературных газовых турбин

Земляная В.А.
МАИ, г. Москва

Целью данной работы является разработка и исследование перспективных систем охлаждения высокотемпературных газовых турбин для повышения надежности и ресурса работы современных авиационных газотурбинных двигателей и энергетических газотурбинных установок.

Во внутренней полости входной кромки охлаждаемых сопловых лопаток ТВД и ТНД установлен дефлектор и выполнены поперечные ребра. В канале выходной кромки сопловой лопатки ТВД установлена в шахматном порядке восьмирядная система штырьков. А в выходной

кромке сопловой лопатки ТНД размещены четырехрядная система штырьков, расположенная в шахматном порядке, и двухрядная система поперечных перемычек.

С целью совершенствования конструкции лопаток проведены тепловые и гидравлические испытания различных систем охлаждения, таких как системы наклонных прерывистых перемычек, «широкие» вихревые матрицы, многосекционные матрицы с изменяемым углом наклона ребер, а также многочисленные их комбинации. Тепловые характеристики данных систем интенсификации теплообмена были получены по результатам калориметрических испытаний в жидкометаллическом термостате, а гидравлические – на основании изотермических продувок.

С учетом проведенных модельных испытаний и полученных критериальных зависимостей целесообразно в области выходной кромки сопловой лопатки ТВД установить «широкую» вихревую матрицу и два ряда наклонных перемычек, а в сопловой лопатке ТНД – «широкую» вихревую матрицу и три ряда перемычек. Установлено, что уровень интенсификации теплообмена для модификации лопатки ТВД с вихревой матрицей и наклонными перемычками соответственно на 45 – 70% и на 15 – 35% выше по сравнению с базовым вариантом с системой штырьков. Для модификации лопатки ТНД на участке вихревой матрицы интенсификация теплообмена на 20 – 50% выше по сравнению с четырехрядной системой штырьков, а на участке трехрядной системы наклонных перемычек – на 15 – 30% выше по сравнению с двухрядной системой поперечных перемычек.

На основании анализа результатов экспериментов предлагается усовершенствовать конструкцию сопловых лопаток ТВД и ТНД. Новая перспективная конструкция системы охлаждения сопловых лопаток представляет собой комбинацию трехсекционной вихревой матрицы, и двух рядов наклонных прерывистых перемычек. В результате на участке трехсекционной матрицы удалось повысить уровень интенсификации теплообмена на 30%. Уровень же интенсификации теплообмена на перемычках остался прежним и превышает аналогичные характеристики для базового варианта сопловых лопаток ТВД и ТНД на 15 – 30%.

Development of cooling systems of high-temperature gas turbines blades and vanes

Zemlyanaya V.A.

MAI, Moscow

The purpose of this work is development and research of perspective cooling systems of high-temperature gas turbines for increasing reliability

and a service life of modern aircraft gas-turbine engines and power gas-turbine plants.

In the internal cavity in the area of the leading edge of the cooled vanes of high and low pressure turbines the deflector is installed and transverse ribs are executed. In the channel of the trailing edge of the high pressure turbine vane the eight-row system of pedestals is staggered installed. And trailing edge of the low pressure turbine vane the four-row system of pedestals located staggered and the double-row system of transverse trip strips are placed.

With the aim of improving the vanes design, thermal and hydraulic tests of various cooling systems such as systems of inclined intermittent trip strips, "wide" vortex matrixes, multisection matrixes with variable angle of inclination of ribs, and also numerous combinations thereof are carried out. The thermal characteristics of these systems of heat exchange intensification were obtained from the results of calorimetric tests in liquid-metal thermostat, and hydraulic characteristics were obtained on the basis of isothermal purging.

Taking into account the carried-out model tests and the obtained criteria dependences it is advantageously to establish the "wide" vortex matrix and two rows of inclined trip strips in the area of the trailing edge of high pressure turbine vane, and the "wide" vortex matrix and three rows of inclined trip strips in the area of the trailing edge of low pressure turbine vane. It is established that heat exchange intensification level for the modification of the high pressure turbine vane with the vortex matrix and inclined trip strips respectively is 45 – 70% and 15 – 35% higher in comparison with basic version of the vane with the system of pedestals. For the modification of the low pressure turbine vane in the area of the vortex matrix the heat exchange intensification is 20 – 50% higher in comparison with the four-row system of pedestals, and in the area of the three-row system of inclined trip strips it is 15 – 30% higher in comparison with the double-row system of transverse trip strips.

Based on the analysis of experimental results it is proposed to improve the design of high and low pressure turbine vanes. A new perspective design of the cooling system of vanes is a combination of a three-section vortex matrix and two rows of inclined intermittent trip strips. As a result, in the area of the three-section matrix it was succeeded to increase heat exchange intensification level by 30%. Heat exchange intensification level in the area of the trip strips remained the same and exceeds the similar characteristics of the basic version of high and low pressure turbine vanes by 15 – 30%.

Оценка изменения величин радиальных зазоров с использованием полноразмерной конечно-элементной

модели ГТД

Злобин А.С.

ОАО «КУЗНЕЦОВ», г. Самара

Как правило, при выборе величины монтажного радиального зазора учитывают упругие и тепловые деформации диска, лопатки и корпуса, радиальный зазор в подшипниках и демпферах опор и т.п. Однако на начальном этапе проектирования, при выборе силовой схемы, целесообразно также проводить оценку изменения радиальных зазоров при деформациях силовых корпусов, вызванных усилиями подвешивания. Усилия подвешивания возникают вследствие действия силы тяги, веса двигателя и эксплуатационных перегрузок. При этом величины изменения радиальных зазоров становятся, наряду с требованиями к жёсткости и прочности, одним из критериев оптимальности конструкции корпусов и силовой схемы в целом.

Обозначенную задачу целесообразно решать с использованием метода конечных элементов. Для этого с помощью специализированного программного комплекса, например ANSYS, выполняются конечно-элементные модели роторов и элементов силовой схемы, включающей силовые корпуса и стержни системы крепления. Ввиду того, что на начальном этапе проектирования не требуется высокая степень детализации конструкции, ротора выполняются балочными конечными элементами, корпуса — оболочечными, а стержни системы крепления — конечными элементами, работающими на растяжение-сжатие. При этом всем конечным элементам задаются соответствующие конструкции геометрические (толщины оболочек, площади сечений и т. д.) и инерционные характеристики. Совокупность данных конечно-элементных моделей составляет полноразмерную конечно-элементную модель двигателя.

Модель выполняется таким образом, чтобы в плоскостях рабочих колёс компрессора можно было измерить (инструментами программного комплекса) расстояние от оси ротора до поверхности статора. Для этого в указанных плоскостях выделяются узлы конечно-элементной модели, принадлежащие роторной и статорной частям. Будем называть такие узлы контрольными. Одному рабочему колесу соответствует один контрольный узел на роторе и набор контрольных узлов, расположенных по окружности, на статоре. Изменение величины радиального зазора будет равно разнице между расстояниями от контрольного узла на роторе до контрольного узла на статоре, измеренными в исходном и деформированном состояниях конструкции.

Описанный подход позволяет оценить максимальную и минимальную величины изменения радиальных зазоров, их распределение по окружности для каждого рабочего колеса, овализацию статора относительно ротора и т.п. при действии перегрузок.

**Estimation of shift the values radial gaps
by using full-size finite-element model of gas-turbine engine**

Zlobin A.S.

JSC "KUZNETSOV", Samara

Typically, the value of mounting radial gap is chosen taking into account elastic and thermal deformation of the disc, blades and housing, radial gap in the bearings and supports dampers etc. However, at the initial design stage, when choosing of the engine structural arrangement, it is also advisable to assess the shift of radial gap at deformations of housings caused by the suspension forces. Suspension forces are due to the force of thrust, the engine weight and operating overloads. Herewith, the radial gap shift become, along with the requirements for stiffness and strength, one of the criteria of the optimal housing design and engine structural arrangement in general.

It is advisable to solve this task using the finite element method. For this, it is need to make finite-element models of the rotors and the main components of engine structural arrangement including housings and rods of the mounting system using special software, such as ANSYS. The initial stage of the design does not require a high degree of detail design therefore finite-element models of rotors, housings and mounting system rods may be made using beam, shell and tension-compression finite elements respectively. Herewith, finite elements are given appropriate geometric (thickness of the shells, cross-sectional areas and so on) and the inertial characteristics. The totality of these finite-element models is the full-size engine finite-element model. The model must be performed in such a way that can be measured the distance from the axis of the rotor to the surface of stator in the planes of the compressor impellers using software tools. For this in given planes it is allocating special nodes belonging to the rotor and stator parts. We call such nodes as check nodes. One impeller corresponds to one check node on the rotor and to a set of check nodes, arranged in a circle on the stator. Shift the value of the radial gap is equal to the difference between the distances from the check node on the rotor to the check node on the stator, measured in the initial and deformed state of the structure. Shift the value of the radial gap is equal to the difference between the distances from the check node on the rotor to the check node on the stator, measured in the initial and deformed state of the structure.

The described approach allows to estimate the maximum and minimum values of radial gap shift, their distribution around the circumference of each

of the impeller, ovalization of the stator relative to the rotor, etc. under the influence of overloads.

Математическое моделирование турбовинтовентиляторного двигателя при испытаниях воздушных винтов и регуляторов на стенде полунатурного моделирования

Иванов А.В., Баранов В.В., Хилько В.И., Данилихин А.М.
НПП «Аэросила», г. Ступино

Создание и доводка современных винтовентиляторов (ВВ) и регуляторов немислимы без стендов полунатурного моделирования (СПМ). Нередко полунатурное моделирование является единственным способом проведения испытаний в условиях отказных или аварийных ситуаций в связи с техническими проблемами их имитаций, рисками и недопустимостью по причине опасности. Огромный интерес представляют исследовательские испытания, позволяющие получить ответ на интересующие разработчиков вопросы: запас устойчивости системы автоматического управления (САУ) ВВ во всем диапазоне режимов работы, поведение САУ ВВ в отказных ситуациях, отработка алгоритмов управления САУ ВВ, построение статических и динамических характеристик ВВ и регуляторов, выявление скрытых дефектов в изделиях, а также отработка алгоритмов и средств полетной диагностики.

Современный СПМ 311ПР ОАО «НПП «Аэросила» для испытаний ВВ СВ-27 и регуляторов РСВ-27, позволяет проводить отдельные и совместные испытания ВВ и регуляторов, а также полностью модельные испытания (без натурности). Независимо от степени натурности часть математических моделей (ММ) постоянно задействована в испытаниях (САУ, аэродинамических характеристик ВВ, гидравлических сопротивлений каналов управления, ТРА и двигателя). Достоверность испытаний, проводимых на СПМ, напрямую зависит от соответствия заложенных ММ реальным объектам, а также от способности исполнительных механизмов воспроизвести параметры ММ.

ММ двигателя представляет особый интерес, т.к. двигатель является объектом регулирования по частоте вращения вала свободной турбины и создает требуемую мощность для ВВ, обеспечивающего необходимую тягу. Поэтому для достижения максимальной достоверности проводимых испытаний на СПМ необходимо обеспечить воспроизведение статических и динамических характеристик реального двигателя во всех условиях эксплуатации. С этой целью на СПМ 311ПР применена нелинейная поэлементная термодинамическая ММ двигателя Д-27. Такая ММ способна качественно описывать переходные процессы в широком диапазоне режимов работы компрессоров и турбин,

моделировать работу двигателя на различных высотах и скоростях полета.

В заключении можно сказать, что применение нелинейной поэлементной термодинамической ММ двигателя в составе СПМ является современным прогрессивным подходом, направленным на повышение качества испытаний, сокращение сроков создания и доводки ВВ, а также достижение максимальной эффективности разработки ВВ и регуляторов.

Mathematical modeling turbopropfan engine in the tests propellers and regulators on the stand of HIL modeling

Ivanov A.V., Baranov V.V., Hilko V.I., Danilihin A.M.
SPE "Aerosila", Stupino

Development and improvement of modern propfans and regulators are inconceivable without stand of HIL modeling (SHM). Often, HIL modeling is the only way of testing in conditions emergency or situation of refusal due to technical problems of their simulations, risks and inadmissibility due to the danger. Huge interest is represent research tests allows to get answers to design issues: the stability margin of the automatic control system (ACS) throughout the range of operating conditions, the behavior of ACS in situations of refusal, testing of control algorithms ACS, receiving static and dynamic characteristics of propfans and regulators finding out the hidden defects in products, as well as testing of algorithms and means of flight diagnostics.

Modern SHM 311PR JSC "SPE "Aerosila" for testing propfan SV-27 and regulator RSV-27 allows test propfans and regulators both together and separately, as well as conduct test of full modeling (without natural objects). Regardless of the extent of natural objects some of mathematical models is involved in the tests always (ACS, the aerodynamic characteristics of propfans, resistance of hydraulic channels reducer, fuel-regulating equipment and turbopropfan engine). Authenticity of tests on SHM depends on truthfulness mathematical models of real objects, and the ability actuator is reproduce parameters of models.

Mathematical model of the engine is of particular interest, since the engine is the object of regulation of speed rotation and creates energy a need for propfan, providing necessary traction force. Therefore, to achieve maximum authenticity of the tests conducted on the SHM is necessary to ensure reproduction of static and dynamic characteristics of real engine under all operating conditions. For this purpose on the SHM 311PR applied nonlinear thermodynamic mathematical model of engine D-27. This mathematical model is able to qualitatively describe transient processes in a wide range of

modes of operation of compressors and turbines, allows simulate the operation of the engine at different altitude and airspeed.

In conclusion one can say that the use of nonlinear thermodynamic mathematical model of engine as part of the SHM is a modern progressive approach aimed at improving the quality of tests, reducing the time to create and improvement of propfans and regulators, as well for achieving maximum efficiency of development propfans and regulators.

Разработка и экспериментальная отработка высокочастотного ионного двигателя малой мощности

Каширин Д.А., Ахметжанов Р.В., Богатый А.В., Гришин Р.А.,
Кожевников В.В.
МАИ, г. Москва

В рамках реализации Постановления №218 Правительства РФ в Московском авиационном институте совместно с АО КБХА (г. Воронеж) разработан, создан и испытан высокочастотный ионный двигатель (ВЧИД) малой мощности (300 Вт). Были выполнены расчеты характеристик двигателя. На их основе была рассчитана геометрия электродов ионно-оптической системы (ИОС). Выполнены тепловой и термомеханический расчеты двигателя, позволившие выбрать материалы электродов ИОС.

Был создан и испытан лабораторный образец ВЧИД с использованием газоразрядных камер (ГРК) трёх разных типов. В ходе данного эксперимента были определены оптимальные форма и материал ГРК.

По итогам экспериментов с лабораторным образцом был создан и испытан экспериментальный образец ВЧИД малой мощности, в состав которого помимо двигательного блока входили система питания и управления разработки Московского авиационного института, а также блок управления газораспределением и катод-нейтрализатор разработки ИЦ им. Келдыша.

В ходе испытания экспериментального образца двигателя были сняты зависимости ВЧ-мощности от расхода рабочего тела при постоянных токах ионного пучка. Были получены характеристики, близкие к расчетным.

В дальнейшем планируются мероприятия по оптимизации конструкции двигателя с целью улучшения его основных характеристик. Результаты данных работ могут быть использованы при создании летных образцов ВЧИД малой мощности.

Development and experimental research of low-power radio-frequency ion thruster

Kashirin D.A., Akhmetzhanov R.V., Bogatyı A.V., Grishin R.A.,
Kozhevnikov V.V.
MAI, Moscow

During the implementation of the Resolution No.218 of the Government of the Russian Federation in Moscow aviation institute together with JSC KBKhA (Voronezh) the low-power (300 W) radio-frequency ion thruster (RIT) was designed, developed and tested. The calculations of the main thruster performance were made. On this basis the geometry of electrodes of the grid system was calculated. Thermal and thermomechanical calculations of the thruster, allowing to select the electrode materials, were made.

The laboratory model of RIT with using three different types of discharge chamber was developed and tested. During this experiment the optimal shape and material of the discharge chamber were determined.

As a result of experiment with laboratory model an experimental model of low-power RIT was developed and tested, which in addition to the thruster unit included a power supply system developed by the Moscow aviation institute, and also gas distribution control unit and cathode-neutralizer developed by the Keldysh research center.

During the test of the experimental model of the thruster the dependence of the RF power from the gas flow rate at constant currents of the ion beam was obtained. Characteristics close to the the calculated were obtained.

In future activities on optimization of the thruster design in order to improve its main characteristics are planned. The results of this work may be used to create the flight models of the low-power RIT.

Перспективы разработки стационарных плазменных двигателей с высоким удельным импульсом тяги

Ким В.П.
МАИ, г. Москва

В докладе представлены результаты анализа состояния исследований и разработки стационарных плазменных двигателей (СПД) с высоким удельными импульсами тяги, выполненные в России и за рубежом в последние годы. Создание СПД с повышенными до 3000с и более удельными импульсами тяги позволит значительно расширить области и масштабы их применения. С учетом изложенного в России и в ряде зарубежных стран проводятся систематические исследования лабораторных моделей СПД различной мощности на режимах работы с высокими удельными импульсами тяги и начаты разработки опытных и летных образцов СПД с мощностью до нескольких кВт с удельным

импульсом тяги до 28 км/с. Выявлены также основные проблемы создания высокоимпульсных СПД, к которым относятся:

- - снижение тяговой эффективности двигателя и увеличение скорости эрозии стенок разрядной камеры при увеличении разрядного напряжения и уменьшении расхода рабочего вещества (РВ) из-за необходимости сохранения умеренной плотности мощности разряда в ускорительном канале;
- - негативное влияние загрязнений стенок разрядной камеры и их уширения на тяговые характеристики двигателя, более существенное на режимах работы с высокими разрядными напряжениями.

В докладе рассмотрены прорабатываемые в настоящее время способы снижения отрицательного влияния перечисленных факторов, к которым относятся:

- - оптимизация положения слоя ионизации и ускорения (СИУ) и максимальное сокращение его протяженности СИУ и зон эрозии стенок разрядной камеры за счет оптимизации магнитного поля в ускорительном канале и согласованного с этим подбора плотности потока РВ и конфигурации стенок разрядной камеры;
- - «магнитная защита» стенок разрядной камеры, прорабатываемая в настоящее время специалистами США с целью создания СПД с повышенным до 30 км/с удельным импульсом тяги и обеспечения ресурса двигателя до нескольких десятков часов.

Рассмотрены достоинства и недостатки названных способов и показано, что эти возможности не противоречат друг другу. В совокупности с другими решениями представляется возможным уже в ближайшие годы создать опытные и летные образцы СПД мощностью (5-15) кВт с удельными импульсами тяги не менее (3000-3500)с и с удельным импульсом тяги до 4000с при мощностях двигателя (25-50) кВт, обладающие достаточно большим ресурсом.

Perspectives of the stationary plasma thruster development with high specific impulse

Kim V.P.

MAI, Moscow

The state of the investigation and development of the Stationary Plasma Thruster (SPT) with high specific impulse (Isp) in Russia and abroad is considered in this presentation. Creation of SPT with increased till 3000s and higher Isp will allow extension of their application area. Taking this into account in Russia and other countries the systematic studies of laboratory models of different power level operating with high Isp are conducted and some development of the engineering and flight SPT models development with powers of several kW and specific impulse till (2700-2800)s are made.

During these works some general problems were distinguished and main of them could be formulated as the following:

- - reduction of the thrust efficiency and increase of the discharge chamber wall erosion with increase of the discharge voltage and decrease of the mass flow rate to maintain discharge power at moderate level to ensure large thruster life time;
- - negative influence of the accelerating channel widening and discharge chamber wall contamination on thruster performance more significant for operation modes with high discharge voltages and reduced mass flow rates.

Some ways used nowadays to reduce the mentioned negative effects are considered which are as follows:

- optimization of the ionization and acceleration layer position and reduction of its thickness and erosion zones length by combined optimization of the magnetic field in the accelerating channel, coordinated with the mass flow density in the accelerating channel and the accelerating channel geometry;
- «magnetic shielding» of the discharge chamber walls which is under elaboration by USA experts to develop SPT with specific impulses till 2700-2800 s with life time till several ten thousand hours.

Effectiveness of the 1st way is confirmed by the SPT-100, PPS-1350 and BPT4000 development and life time test. Effectiveness of the 2nd one is demonstrated by some interesting experiments made in US nowadays but as usual some new problems appear on the new way.

It is shown in the presentation also that these ways are not in contradiction. Moreover starting with the 1st way one can finish with the second one because to realize both ways the same solutions could be used. So, considering the modern state of the considered problems solution one can conclude that in the nearest future the flight SPT's with nominal powers of (5-15)kW and specific impulse in the range (3000-3500)s having large enough life time could be developed.

Измерения локальных параметров плазмы в газоразрядной камере высокочастотного двигателя малой мощности

Кожевников В.В., Хартов С.А., Черный И.А.
МАИ, г. Москва

Одной из целей современных исследований при разработке новых высокочастотных ионных двигателей (ВЧИД) является понимание процессов поглощения энергии плазмой из высокочастотного электрического поля. При этом изучается конфигурация скин-слоя – области плазмы, в которой осуществляется процесс поглощения энергии плазмой. Толщина скин-слоя δ определяет глубину проникновения

электромагнитной волны в плазму, толщина δ уменьшается при увеличении концентрации электронов плазмы n_e . Также, при увеличении концентрации электронов плазмы n_e , в скин-слое растет эффективность поглощения энергии.

Пониманию процессов способствует исследование распределений локальных параметров в плазме двигателя многоэлектродными зондами Ленгмюра. Экспериментальные исследования конфигурации параметров плазмы в ВЧИД проводились учеными из Гисенского университета (Германия) в 80-х годах прошлого века. Данные, собранные ими, были получены для ртутной плазмы в ВЧИД диаметром 100 мм. Обобщенные выводы их исследований заключались в следующем:

- напряженность азимутального электрического поля E максимальна на стенке газоразрядной камеры (ГРК) и спадает до нуля на оси,
- температура электронов T_e максимальна на стенке ГРК и спадает к оси,
- плотность плазмы максимальна на оси ГРК и минимальна на стенке.

Задачей настоящего исследования являлось подтверждение ранее сделанных выводов с использованием современных методов измерения локальных параметров плазмы. Исследования проводились на ВЧИД, использующий ксенон в качестве рабочего тела, с диаметром выходного пучка 80 мм. ГРК двигателя представляет собой полусферу из смеси окиси алюминия и нитрида кремния, с отверстиями в стенке для ввода зонда. Представлена методика измерений распределений электронной температуры T_e и концентрации электронов n_e в плазме ГРК. Представляются результаты исследований распределений локальных параметров плазмы многоэлектродными зондами Ленгмюра.

Исследования проводились в рамках реализации федеральной целевой программы «Исследования и разработки по приоритетным направлениям развития научно-технологического комплекса России на 2014-2020 годы» (Соглашение № 14.577.21.0101 от 16.09.2014).

Measurements of plasma parameters in the low power radio-frequency ion thruster discharge chamber

Kozhevnikov V.V., Khartov S.A., Cherniy I.A.
MAI, Moscow

One of the important goals of current research in the area of new radio-frequency ion thruster's development is the understanding the processes of plasma power absorption from a stimulated radio-frequency electric field. The configuration of a plasma region called skin layer is important to study – in were the process of energy absorption by the plasma occurs. Thickness δ of

the skin layer determines the depth of the electromagnetic wave propagation into the plasma. The thickness δ decreases with increase of electron concentration n_e which case the increase the efficiency of energy absorption.

Study of the local parameters distributions in the radio-frequency discharge plasma with help of multi-electrode Langmuir probes contributes to understanding of energy absorption process. Previous experimental studies of the plasma parameters configuration in the low power radio-frequency ion thruster were performed by the scientists from the Giessen University (German) in the 80s years of the last century. The data have been obtained for mercury plasma for the radio-frequency thruster RIT-10. Generalized the summary of their research were as follows:

- the azimuthal electric field magnitude E has a maximum at the wall of discharge chamber and falls to zero at axis,
- the electron temperature T_e also has a maximum at the wall of discharge chamber and falls at its axis,
- the density of the plasma has a maximum at the axis and a minimum near the wall.

The objective of the current study was confirmation of previous conclusions using modern methods of local plasma parameters measurements. Radio-frequency ion thruster with xenon working medium was investigated; its output beam diameter was 80 mm. The discharge chamber was a hemisphere made of an alumina and silicon nitride mixture. Through special apertures in the chamber wall the probe could be inserted in plasma directly. The technique of distribution measuring of plasma electron temperature T_e and electron density n_e in the discharge chamber was presented. Also the results of the local plasma parameters distributions obtained by multi-electrode Langmuir probe were discussed.

This work was conducted in the framework of the Federal target program «Research and development on priority directions of scientific-technological complex of Russia for 2014-2020» (Agreement № 14.577.21.0101 dated 09.16.2014).

Лабиринтные уплотнения: проблемы, возникающие при эксплуатации в ГТД, исследования и решения

Кокорева О.А.

ОАО «КУЗНЕЦОВ», г. Самара

Эффективность компрессора и турбины двигателя напрямую связана с утечкой рабочего газа из проточной части. Для снижения перетечек применяются различные виды лабиринтных уплотнений (ЛУ), в них возможны возникновение повышенных вибрационных напряжений из-за возникновения в них аэродинамических сил.

Лабиринтное уплотнение не может полностью исключить перетекание газа. Напротив, непрерывное движение газа вдоль лабиринта лежит в основе принципа действия лабиринта и является непременным условием его функционирования. Лабиринт может только ослабить поток газа через уплотнение.

В процессе эксплуатации происходит постепенное увеличение рабочего зазора, возможны замятие уплотнительных гребней, вырывы отдельных участков уплотнительных гребней и т. д.

Повреждение лабиринтных уплотнений происходит по следующим причинам:

- вибрации ротора с амплитудой колебания больше установленного зазора;
- недостаточной величины зазоров в уплотнениях;
- небрежной укладке ротора или установки верхней крышки.

В результате увеличивается сечение рабочего зазора, что значительно снижает эффективность уплотнения.

При доводке лабиринтных уплотнений возникают прочностные проблемы вибрационного происхождения, которые проявляются в виде усталостных трещин, начинающихся от вершин гребешков. В результате проведенного исследования лабиринта из сплава ХН73МБТЮ с наработкой 26039 час. 57 мин. установлено, что трещины на лабиринте усталостного характера с началом от поверхности гребешков.

Дефект повторился на трёх изделиях.

Повторяемость дефекта указывает на конструктивную причину дефекта.

В лабиринтных уплотнениях происходят сложные процессы сжатия - расширения воздуха, сопровождающиеся образованием различных вихрей. Взаимодействие вихрей между собой может привести к появлению пульсаций давления среды в уплотнении.

По опыту доводки двигателей известно, что одним из наиболее эффективных способов борьбы с растрескиванием лабиринтных уплотнений является ступенчатая проточка их гребешков. Мероприятие в виде ступенчатой расточки было применено и в указанном случае кроме этого, был усилен лабиринт (увеличена толщина) под первым и вторым гребешком.

Labyrinth seals: problems encountered at GTE service operation, investigations and solutions

Kokoreva O.A.

JSC "KUZNETSOV", Samara

Efficiency of the engine compressor and turbine directly depends on gas leakage from the flow duct. Leakage reduction is achieved through the

application of different types of labyrinth seals (LS), where generated aerodynamic forces may induce increased vibrating stresses.

Labyrinth seal cannot stop gas leakage completely. Moreover, continuous gas migration along the labyrinth forms the basis of its operation principal and presents the precondition for its functioning. Labyrinth can only decrease the gas flow through the seal.

The investigated labyrinth is executed according to six-tooth configuration with two-row rake arrangement. The seal separates bearing axial thrust balancing cavity from the gas-air duct.

Service operation results in gradual increase of the operating clearance, potential deformation or tear-outs of the sealing rakes, etc.

Labyrinth seal damages can be caused by the following:

- Rotor vibrations with the total amplitude exceeding the preset clearance;
- Insufficient clearance size in the seals;
- Negligent mounting of the rotor or installation of the upper cover.

These cause factors increase the cross-section of the operating seal, which leads to significant reduction of seal efficiency.

Development of labyrinth seals deals with the strength problems of vibratory origin, which reveal themselves as fatigue cracks initiating from the rake tips. The most likely cause of their generation consists in unstable processes in the seal: air pressure oscillations and forced vibrations of separate rakes or the whole rake row.

The investigation of the labyrinth made from HN73MBTYu alloy (XH73MBTHO), which accumulated 26039 hours 57 minutes operating time, proved fatigue nature of labyrinth cracks initiating on the surface of the rakes.

The same defect was reproduced in three products.

Defect recurrence indicates that it is caused by design imperfection.

Step-wise turning was applied as the corrective action. Besides, in this specific case labyrinth seal thickness was increased under the first and second rakes.

This defect was never detected again after this corrective measure introduction.

Application of step-wise turning changes interaction of vortexes. The task of analytical prediction of labyrinth seal media pressure oscillations and development of preventive measures to avoid such phenomena becomes really urgent.

Анализ возможности применения высокотемпературных композиционных материалов на основе углерода с керамическими покрытиями в теплонапряженных конструкциях двигателей летательных аппаратов разработки АО «МКБ Искра»

Копылов А.В.¹, Тихомиров М.А.¹, Норенко А.Ю.¹

Сорокин В.А.², Стирин Е.А.², Логинов А.Н.², Федоров Д.Ю.²,

Валу́й П.В.²

¹МКБ «Искра», ²МАИ, г. Москва

Элементы теплонапряженных конструкций двигателей летательных аппаратов (ЛА) разработки АО «МКБ Искра» такие, как сопловой вкладыш и центральное тело в регуляторе расхода, корпуса, сопловые вкладыши и воротники в газогенераторе и камере сгорания, работают в условиях:

- высоких температур до 3000°С;
- скоростей полета при числах Маха до $M=4$ и выше (гиперзвук);
- воздействия переменного химического потенциала продуктов сгорания топлива при добавлении воздуха, поступающего из воздухозаборного устройства и создающего окислительную среду.

Выбор новых материалов для создания таких сложных теплонапряженных конструкций двигателей ЛА разработки АО «МКБ Искра», которые за счет низкой плотности обеспечат снижение веса конструкции и повышение тяговых характеристик, является актуальной задачей. Например, стенка камеры сгорания выполняется, как правило, из высокопрочной стали, но с нанесением нескольких слоев теплозащитного покрытия (ТЗП), представляющие собой кремнийорганические эластомеры, армированные кремнеземными и углеродными волокнами. В итоге, суммарная толщина данного ТЗП имеет относительно высокое значение, что существенно снижает объем камеры сгорания. Использование полимерных КМ сдерживается жесткими эксплуатационными ограничениями, в частности температура деструкции углепластика, как самого высокотемпературного полимерного КМ, составляет не более 300÷400°С.

Поэтому наиболее перспективными КМ, с точки зрения температуро- и эрозионностойкости, окислительной стойкости, стойкости к воздействию химических компонентов продуктов сгорания твердого топлива, являются высокотемпературные КМ на основе углерода такие, как углерод-углеродные КМ (УУКМ) и углерод-керамические КМ (УККМ) с тонкими керамическими или керамоподобными покрытиями (SiC, Si₃N₄, B₄C и др.).

Analysis of possibility of application of high-temperature composite materials based on carbon with ceramic coatings in heat-stressed designs of aircraft engines development of JSC “MDB Iskra”

Kopylov A.V.¹, Tikhomirov M.A.¹, Norenko A.Y.¹, Sorokin V.A.²,
Stirin E.A.², Loginov A.N.², Fyodorov D.Y.², Valui P.V.²
¹MDB “Iskra”, ²MAI, Moscow

Elements of heat-stressed structures of aircraft engines (LA) development of JSC “MDB spark” such as a nozzle liner and the central body in the flow regulator, housing, nozzle liners and collars in the gasifier and the combustion chamber, are working in conditions:

- high temperatures up to 3000°C;
- flight speeds at Mach numbers up to M=4 and above (hypersound);
- the effects of variable chemical potential of the products of combustion fuel when you add air, the incoming air intake device and creates an oxidizing environment.

The choice of new materials to create such complex high-heat engine designs LA design JSC “MDB spark”, which is due to the low density will reduce weight and improve traction characteristics, is an important task. For example, a wall of the combustion chamber is usually made of steel, but applying multiple layers of thermal coating, which is an organosilicon elastomers reinforced with silica and carbon fibers. In the end, the total thickness of this thermal coating has a relatively high value, which significantly reduces the volume of the combustion chamber. The use of polymeric km is constrained by stringent operational constraints, in particular the temperature of destruction of carbon fiber, the high temperature polymeric CM, is not more than 300÷400°C.

Therefore, the most promising CM from the point of view of the temperature - and erosion behavior, oxidative stability, resistance to chemical components of products of combustion of solid fuel, CM are high-temperature carbon-based such as carbon-carbon CM and carbon-ceramic CM with a thin ceramic coatings (SiC, Si₃N₄, WC, etc.).

Совершенствование систем контроля и управления двигателей и энергоустановок летательных аппаратов воздушного, аэрокосмического и космического базирования

Алтунин В.А.¹, Алтунин К.В.¹, Коханова С.Я.¹, Платонов Е.Н.¹,
Демиденко В.П.², Яновская М.Л.³

КНИТУ-КАИ, г. Казань;

²МВАА, г. Санкт-Петербург;

³ЦИАМ им. П.И. Баранова, г. Москва

В топливно-охлаждающих и смазочных каналах, фильтрах и форсунках двигателей и энергоустановок летательных аппаратов (ЛА) воздушного, аэрокосмического и космического базирования происходят тепловые процессы, которые не всегда учитываются при создании систем контроля и управления или не учитываются вообще.

В системах топливоподдачи и охлаждения с жидкими углеводородными горючими происходят негативные процессы, связанные с термоакустическими автоколебаниями (ТААК) давления, с процессом осадкообразования. В системах смазки – процессы, связанные с осадкообразованием. Эти негативные процессы значительно понижают ресурс, надёжность и безопасность всего ЛА. Необходимо создавать новые датчики и системы контроля, которые имеют особое значение – это: оптико-визуализационные; электромеханические; электронные; тепловые; непрерывного, периодического, комбинированного контроля. Проектирование и создание датчиков и систем контроля за особенностями теплоотдачи к жидким углеводородным горючим и охладителям, к моторным маслам - должно происходить параллельно с проектированием и созданием двигателя или энергоустановки. На основе экспериментальных исследований разработаны и запатентованы новые датчики и системы контроля и управления, которые обеспечивают информацией об аномальных процессах бортовые ЭВМ (БЦВМ), выводят её на табло лётчика-космонавта и наземного оператора, позволяют определять в любое время работы или тишины двигателя (энергоустановки): степень закоксованности каналов; время до полного выхода из строя систем топливоподдачи и смазки; реальную тягу реактивных двигателей и энергоустановок; выбор двигателей и энергоустановок для создания необходимого импульса при экстенсивном управлении ЛА на орбите и время их работы; результаты борьбы с ТААК давления и с осадкообразованием (без электростатических полей, с полями, гибридно). Разработана методика учета особенностей теплоотдачи к жидким углеводородным горючим и охладителям, и к моторным маслам - при проектировании и создании датчиков и систем контроля за негативными процессами. Доклад сопровождается новыми

запатентованными датчиками и системами контроля. Применение материалов доклада повысит ресурс, надёжность, безопасность, эффективность, экономичность и экологичность перспективной отечественной техники различного базирования и назначения.

The development of control systems of engines and power plants of aircraft with aerial, aerospace and space base

Altunin V.A.¹, Altunin K.V.¹, Kohanova S.Ya.¹, Platonov E.N.¹,
Demidenko V.P.², Yanovkaya M.L.³

¹KNRTU, Kazan;

²MMAA, St. Petersburg;

³CIAM, Moscow

It's evident fact that heat processes at fuel-cooling and lubrication channels, filters and sprayers of engines and power plants of aircraft of aerial, aerospace and space base can have place but they are not usually paid attention when creating control systems or not counted at all.

Some very negative processes connected with thermal auto oscillations of pressure, deposit formation can appear at systems of fuel delivery and cooling with liquid hydrocarbons.

And there are processes connected with deposit formation at the lubrication systems. These bad processes decrease life, reliability and safety of all aircraft. It's necessary that there is need for creation of new control systems, sensors that would have their importance such as optical-imaging; electromechanical; electronic; thermal; continuous, intermittent, combined control. Design and development of sensors and control systems for the heat transfer characteristics of a liquid hydrocarbon fuel and coolers, engine lubricants must take place in parallel with the design and construction of an engine or power plant. Based upon experimental research new control systems and sensors have been elaborated and patented. These devices can give information about abnormal processes to onboard computers, output it to the display of pilots and ground operators, are possible to determine at anytime or the silence of the engine (power plant) the following: degree of coking channels; time to complete failure of the system of fuel and lubricants; the real thrust of jet engines and power plants; choice of engines and power plants to create the necessary momentum in the extensive guidance of aircraft in orbit and time of their work; the results of the fight against thermal acoustic auto oscillations of pressure and deposit formation (no electrostatic fields with fields, simultaneously).

The technique of the account of features of heat transfer to the liquid hydrocarbon fuel and a cooler, and motor oil-at the design and creation of sensors and control systems for negative processes.

The report is accompanied by new patented sensors and control systems. Application of materials will increase life, reliability, safety, efficiency and environmental characteristics of perspective domestic technics of various base and destination.

Оценка малоцикловой усталости на основе использования уравнения Мэнсона-Коффина на базе статистики испытаний стандартных образцов

Кочерова Е.Е.

ОАО «КУЗНЕЦОВ», г. Самара

Для проведения расчёта долговечностей деталей ГТД повреждаемых по малоцикловой усталости (МЦУ), согласно «Нормам прочности авиационных газотурбинных двигателей гражданской авиации» ФГУП ЦИАМ, необходимо проводить испытания, вырезанных из соответствующих деталей (или заготовок) образцов, при «жёстком», т.е. с заданным циклом деформации, нагружении с различными коэффициентами асимметрии цикла деформирования и с различными выдержками при максимальной деформации цикла.

Такая работа не может быть быстро выполнена в условиях лабораторий большинства предприятий из-за отсутствия или недостаточности экземпляров дорогостоящего оборудования для подобных испытаний, не говоря уж о необходимости специальной аттестации и подобных установок, и технологии подготовки образцов.

На взгляд автора, наиболее доступным и достоверным является использование давно известного и доказанного как теоретически (на базе теории пластичности) так и экспериментально уравнения Мэнсона-Коффина.

Целью работы является подтверждение возможности достижения достаточной достоверности оценки долговечности деталей, повреждаемых по механизму МЦУ, с использованием модифицированного уравнения Мэнсона-Коффина и формирование предложений по порядку его использования.

Ранее применявшиеся подходы к анализу долговечности по сопротивлению МЦУ строились на использовании результатов циклических испытаний вырезанных из деталей стандартных гладких образцов и образцов с V образными концентраторами с различными радиусами (коэффициентами концентрации напряжений) в основании надреза полученными при «мягком», т.е. с заданным циклом изменения нетто напряжения, нагружении образца.

В работе проведена обработка большого объёма результатов испытания образцов на МЦУ. Выполнено моделирование проведенных испытаний средствами коммерческого САЕ пакета ANSYS v15 с целью

получения необходимых для расчёта долговечности параметров уравнения Мэнсона – Коффина.

Сравнение расчётных кривых МЦУ образцов на моделях и кривых МЦУ полученных в экспериментах показало вполне удовлетворительную работу уравнения в приведенном виде для жаропрочных никелевых и титановых дисковых сплавов и, соответственно, достаточную точность расчёта долговечности по МЦУ с использованием модифицированного уравнения Мэнсона-Коффина.

Assessment of low-cycle fatigue based upon Coffin-Manson equation applied to standard sample test statistics

Kocherova E.E.

JSC “KUZNETSOV”, Samara

FSUE CIAM Strength Standards of Civil Aircraft Gas-Turbine Engines require testing of samples cut from the corresponding parts (or billets) under hard loading (i.e. according to predetermined deformation cycle) with various strain cycle ratios and various hold times at cycle peak strain to be performed for life prediction of GTE parts damaged due to low-cycle fatigue (LCF).

This type of job cannot be done quickly under laboratory conditions at most companies due to the absence or insufficient quantity of the expensive equipment required for such testing, not to mention the requirement to provide special certification of both the corresponding test rigs and sample preparation techniques.

The author considers that the application of a well known and both theoretically (on the basis of plasticity theory) and experimentally proven Coffin-Manson equation presents the most affordable and credible approach.

The purpose of this paper is to demonstrate the possibility of achieving sufficient confidence in life prediction of LCF damaged parts through application of the modified Coffin-Manson equation and to formulate the recommendations on its application procedure.

Earlier used approaches to life prediction under LCF conditions were based upon the results of cyclic testing of standard smooth (unnotched) specimens cut from the parts and specimens with V-shaped stress concentrators featuring various notch-root radii (stress concentration factors), tests being performed at soft loading (i.e. according to the pore determined net stress variation cycle) of the specimen.

The paper evaluates a vast amount of specimen test results under LCF. The paper presents simulation of the conducted tests through application of ANSYS v15 commercial CAE package aimed at obtaining Coffin-Manson equation parameters required for life prediction.

Comparison of specimen LCF design curves and LCF experimental curves demonstrated quite satisfactory results of the reduced equation application for

heat-resistant nickel and titanium disc alloys and, accordingly, sufficient accuracy of life prediction under LCF with application of modified Coffin-Manson equation.

Система мониторинга аналоговых сигналов датчиков расходов и оборотов в реальном времени с регистрацией и последующей бесконтактной калибровкой каналов измерения в стендовых ИИС, ИУС при отработках ЖРД и их агрегатов

Краско В.Я.

НИЦ «РКП», г. Пересвет

Параметры измерения расходов компонентов жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) и оборотов турбонасосных агрегатов (ТНА) являются одними из основных измеряемых в стендовых информационно-измерительных системах (ИИС) и информационно-управляемых системах (ИУС) при стендовых испытаниях ЖРД и их агрегатов. Эти параметры определяют основные характеристики ЖРД и его агрегатов: массовые расходы и соотношение компонентов, удельную тягу ЖРД и напорную характеристику ТНА.

При этом процесс преобразования выходных аналоговых сигналов тахометрических датчиков расходов (ДР) и датчиков оборотов (ДО) в импульсные сигналы во вторичных преобразователях стендовых ИИС и ИУС является важным моментом, его необходимо контролировать. Поэтому для надежного преобразования аналога в импульс, от которого зависит точность измерения расходов и оборотов, необходимо с каждого датчика иметь индивидуальные осциллограммы с отображением формы и амплитуды сигналов на различных режимах работы ЖРД и его агрегатов, исходя из того, что в реальных условиях и на реальных компонентах (в отличие от воды) эти параметры существенно меняются, из-за воздействия температур, вибраций, влажности, емкости подключаемых кабелей и электромагнитных помех, которые искажают полезные выходные аналоговые сигналы ДР и ДО, и тем самым снижают надёжность их преобразования в импульсные сигналы, что ведёт к занижению или завышению измеряемых расходов и оборотов.

Предлагаемая аппаратурное и методическое решение проблемы мониторинга описанного процесса преобразование сигналов в реальном времени с цифровой регистрацией и последующей бесконтактной «калибровкой» каналов измерения ДР и ДО в стендовых ИИС, ИУС индивидуальными аналоговыми сигналами, повышает точность и надёжность работы указанных каналов измерения, что в свою очередь ведёт к повышению надёжности отработки ЖРД и их агрегатов.

System of real-time monitoring of analog signals of flowmeters and rotational speed transducers with recording and subsequent noncontact calibration of measuring channels in test-stand IMS and ICS when testing liquid-propellant rocket engines and their components

Krasko V.Ya.

RC "RSI", Peresvet

Propellant flow rates and turbopump (TP) rotational speeds in liquid-propellant rocket engines (LRE) are major measured parameters in test-stand information measurement systems (IMS) and information control systems (ICS) when testing LRE and their components. These parameters determine main performance characteristics of LRE and their components: propellant mass flow rates and mixture ratio, LRE specific thrust and TP head characteristic.

Conversion of analog output of velocity flowmeters (FT) and rotational speed transducers (RT) to digital signals in secondary converters of test-stand IMS and ICS is an important issue, and it requires monitoring. Thus, to reliably perform analog-to-digital conversion, on which the accuracy of flow rate and rotational speed measurements depends, it is necessary to have individual oscillograms for each transducer to know the form and amplitude of signals in various operational modes of the LRE and its components, taking into account that under actual conditions and with actual propellants (as opposed to water) these parameters are essentially different, influenced by temperatures, vibrations, humidity, capacitance of connected cables and electromagnetic interference which distort the legitimate analog signals from PT and RT and reduce reliability of their conversion to digital signals that leads to underestimation or overestimation of measured flow rates and rotational speeds.

The proposed hardware and methodological solution of the problem of real-time monitoring of the described process with digital recording and subsequent noncontact "calibration" of PT and RT measuring channels in test-stand IMS and ICS against individual analog signals increases the accuracy and operational reliability of these channels, and, in its turn, enhance reliability of LRE and their components testing.

Моделирование процессов переноса тепла в высокочастотном ионном двигателе

Абгарян В.К.¹, Круглов К.И.¹, Лёб Х.В.²

¹МАИ, г. Москва;

²Университет имени Густава Либиха, г. Гиссен, Германия

В высокочастотном ионном двигателе лишь часть вкладываемой в плазму в газоразрядной камере ВЧ-мощности используется полезным

образом, а именно идет на образование и поддержание плазмы разряда в газоразрядной камере. Большая часть ВЧ-мощности теряется на нагрев узлов конструкции двигателя, происходящий из-за выпадения на стенки ГРК и поверхность эмиссионного электрода ионов, электронов и фотонов из плазмы разряда.

Наиболее важным нежелательным обстоятельством является нагрев эмиссионного и ускоряющего электродов ионно-оптической системы с последующей термической деформацией этих электродов. Изменение межэлектродного расстояния влияет на интегральные характеристики двигателя, такие как, в первую очередь, тяга и расходимость ионного пучка. Также нагрев элементов конструкции предъявляет дополнительные требования к материалам, используемым в качестве комплектующих.

Для расчета температур в двигателе выполнено моделирование тепловых процессов в ионных двигателях применительно к двигателю повышенной мощности ВЧИД-45, разрабатываемом в НИИ ПМЭ МАИ. Для расчетов распределений температур применялся программно-вычислительный комплекс ANSYS-14.5. Была выполнена серия расчетов температурных распределений при различных значениях ВЧ-мощности.

Расчеты выявили примерно линейный рост температуры поверхностей в двигателе с ростом мощности. Рассчитаны профили температур электродов ионно-оптической системы по их радиусу, которые могут быть использованы в качестве начальных условий в расчетах термической деформации электродов ионно-оптической системы двигателя.

Simulation of heat transfer processes in High-Frequency Ion Thruster

Abgaryan V.K.¹, Kruglov K.I.¹, Loeb H.W.²

¹MAI, Moscow, Russia;

²Justig-Liebig-Universität, Giessen, Germany

During the operation of radio-frequency ion thruster only part of RF power is coupled to discharge plasma in vessel. Mainly RF power courses undesirable thruster structural units heating due to irradiation of vessel wall and thruster grid system by ion, electron and photon components of plasma.

Heating and subsequent thermal deformation of the grids leads to changes of thrusters' technical characteristics. Besides the heating of structural units imposes special requirements upon materials used.

To calculate temperature of structural units, the computer model of the heat transfer in RF-ion thrusters was developed.

The software program ANSYS-14.5 was used in temperature distribution calculations. A series of temperature distribution calculations was made in

order to define temperature dependence of different units on input RF power. Calculations revealed near linear increasing trend of the grids temperature with growth of RF power. Radial temperature profiles of the grids were defined along with that. These profiles could be explored in calculation of thermal deformation of grids.

Разработка нового поколения систем управления и аварийной защиты для стендовых испытаний ЖРД и ДУ

Лисейкин В.А., Тожокин И.А.
НИЦ «РКП», г. Пересвет

Необходимость разработки нового поколения стендовых информационно-управляющих систем (ИУС) и систем аварийной защиты (САЗ) связана с возрастающими требованиями к их производительности, быстродействию и надёжности в условиях усложнения алгоритмов управления стендом и изделием, контроля большого количества аварийных параметров при огневых испытаниях вновь разрабатываемых ЖРД и ДУ.

ИУС/САЗ нового поколения относится к распределённым системам управления (PCY) на базе программируемых логических контроллеров (ПЛК) функционирующих в режиме жесткого реального времени. PCY ИУС/САЗ представляет собой комплекс взаимосвязанных по локальным сетям подсистем, решающих различные задачи автоматизации испытаний в едином цикле (10 мс), синхронизированном от глобальных навигационных систем (GPS/ГЛОНАСС) по протоколу IEEE-1588

Каждая из подсистем может быть выполнена по одноканальной, дублированной или троированной схеме. Процессорный модуль ПЛК построен на базе COM-модуля (Computer On Module) типа Nano ETX express (Intel Atom 1.6 ГГц фирмы Kontron) и имеет следующие внешние интерфейсы: 3 - Ethernet 1 Гбит; 4 - USB 2.0 x 4; Slot PCI express; 4 - Space Wire; 2 - CAN; DVI; LVDS 18/24 бит; SATA; GPS/ГЛОНАСС;

Основные технические характеристики контроллерного оборудования ИУС/САЗ:

- количество каналов ввода/вывода дискретных и аналоговых сигналов – до 2 тыс. Связь контроллера с устройствами ввода/вывода осуществляется по интерфейсу космического назначения Space Wire кольцевой структуры и дублированному CAN;
- обмен данными между подсистемами осуществляется по отдельному интерфейсу Ethernet 1 Гбит. Для связи с пультами оператора («ручное» управления, передача данных для регистрации и отображения) используется дублированный Ethernet 1 Гбит;
- операционная система – Linux с ядром реального времени.

- наличие встроенные аппаратно-программных средств имитационного моделирования объекта управления в режиме реального времени.

Все модули и блоки ИУС и САЗ отечественной разработки, производятся и изготавливаются в России (за исключением элементной базы), защищены 12-ю патентами. Идеология, архитектура, технические решения, опыт работы ИУС и САЗ описаны в десятках статей и нескольких монографиях.

Development of New Generation Control and Emergency Protection Systems used in Rig Tests of Liquid Rocket Engines (LRE) and Propulsion Systems

Lisejkin V.A., Tozhokin I.A.
RC "RSI", Peresvet

The need for development of new generation test stand data acquisition and control systems and emergency protection systems is dictated by increasing requirements for their performance, response speed and reliability in view of implementing more sophisticated algorithms to perform test facility and test specimen control, to ensure monitoring of a great number of emergency parameters during firing tests of newly developed LRE and propulsion systems.

The new generation data acquisition and control systems relates to distributed control systems (DCS) on the basis of programmable logic controllers (PLC) designed for hard real-time operation. The distributed data acquisition and control system and emergency protection system represent a complex of the local network interconnected subsystems addressing various objectives of test run automation by means of sequence-linked operations (10 msec), synchronized via global navigation systems (GPS/GLONASS) according to IEEE-1588 protocol.

Each subsystem can be designed with a single-channel, dual or triplicate configuration. The processing module of the programmable logic controllers (PLC) is configured on the basis of COM-module (Computer On Module) of Nano ETX express type (1.6 GHz Intel Atom produced by Kontron company) and has the following external interfaces: 1 Gbit Ethernet (3); USB 2.0 x 4 (4); PCI express Slot (1); Space Wire (4); CAN (2); DVI; LVDS 18/24 bits; SATA; GPS/GLONASS;

The key technical characteristics of data acquisition and control system/emergency protection system controllers are as follows:

- Number of input/output channels for digital and analog signals is up to 2 thousand. Connection of the controller with input /output devices is provided via space-based interface Space Wire with loop configuration and dual CAN;

- Data exchange between subsystems is performed through a separate 1 Gbit interface Ethernet. To provide interface with operators consoles (manual command, data transmission for registration and representation), use is made of dual 1 Gbit Ethernet;
- Linux operating system with real time nucleus.
- Built-in hardware-software package for simulation modelling of a real-time control object.

All modules and units of the data acquisition and control system and emergency protection system are designed and fabricated in Russia (except components), the product is protected by 12 patents. The philosophy, architecture, engineering solutions, experience in operating the acquisition and control system and emergency protection system are described in dozens of papers and several monographs.

Теория интенсифицированного теплообмена при турбулентном течении в круглых трубах с очень высокими турбулизаторами с применением четырёхслойной модели турбулентного пограничного слоя для широкого диапазона чисел Рейнольдса и Прандтля

Лобанов И.Е.

МАИ, г. Москва

В авиационной и ракетно-космической технике применяются теплообменники, в которых, в результате интенсификации теплообмена, может быть достигнуто снижение их массогабаритных показателей, гидравлических потерь, расходов и температур теплоносителей; в ряде случаев задачей является снижение температур поверхностей теплообмена. Расчётные методы исследования интенсификации теплообмена при турбулентном течении в трубах разработаны ещё недостаточно. Под интенсификацией теплообмена понимаются применение искусственных турбулизаторов потока на поверхности. Рассматриваются поверхности с очень высокими выступами, которые применимы и для труб с периодическими диафрагмами. Модификация четырёхслойной схемы включает в себя турбулизацию только турбулентного ядра потока, если высота турбулизатора выше пристенного подслоя. Существующие решения дают довольно приближённые результаты относительно точного решения — их различие может быть довольно значительным — порядка (10...15)%. Подробное расчётное исследование теплообмена в трубах с очень высокими 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 эксперимент. Представленная модель для расчёта теплообмена при турбулентном течении в каналах с турбулизаторами, отличающаяся от известных моделей более высокой точностью, отсутствием дополнительных допущений, учётом большего числа параметров, оказывающих влияние на процесс интенсифицированного теплообмена. Существующие решения являются частным случаем точных решений — точные решения являются более сложными по отношению к существующим решениям. Получены точные решения задачи об интенсифицированном теплообмене для данной постановки задачи. В данном исследовании рассматривались теоретические аспекты интенсифицированного теплообмена, как для низких, так и для очень высоких относительных высот турбулизаторов для широкого диапазона числа Рейнольдса, в том числе, для больших, и для различных чисел Прандтля, характерных для газообразных теплоносителей и теплоносителей в виде капельной жидкости. Расчётные данные по теплообмену удовлетворительно соответствуют экспериментальным данным, имея гораздо меньшую погрешность по отношению к последним, чем существующие решения, позволяя прогнозировать теплообмен в тех областях, где ранее ещё нет надёжных опытных и расчётных данных.

The theory of the intensified heat transfer in turbulent flow in circular pipes with very high turbulence with four-layer model of the turbulent boundary layer for a wide range of Reynolds numbers and Prandtl

Lobanov I.E.
MAI, Moscow

In the aviation and aerospace technology used heat exchangers in which, as a result of heat transfer can be achieved by reducing their weight and size, hydraulic losses, costs and coolant temperature; in some cases the objective is to reduce the temperature of heat transfer surfaces. Calculation methods of investigation of heat transfer in turbulent flow in pipes developed enough yet. Under the intensification of heat transfer refers to the use of artificial flow turbulence on the surface. We consider a surface with very high ridges that are applicable to pipes with periodic diaphragms. Modification of the four-layer circuit includes turbulence turbulent flow core only if the height of the baffle above the boundary-sublayer. Existing solutions give a fairly approximate solutions to the exact results - the difference between them can be quite significant - about (10 ... 15)%. Detailed study of the calculated heat transfer in pipes with very high turbulence by the exact solution of the problem of heat transfer shows that the average error of this calculation with respect to the experiment is about 5%, while in essence - more than 10%. Consequently, the exact solutions far superior describe the existing

experiment. The model for calculating heat transfer in turbulent flow in channels with turbulence, which differs from the known models more accurately, the lack of additional assumptions, taking into account a larger number of parameters that influence the process of intensified heat exchange. Existing solutions are a special case of exact solutions - exact solutions are more complex with respect to existing solutions. The exact solution of the problem of heat transfer to intensify this problem statement. This study examines the theoretical aspects of the intensified heat exchange, for both low and very high relative heights of turbulence for a wide range of Reynolds numbers, including for large, and for different Prandtl numbers typical of the gaseous heat transfer and heat transfer in the form of liquid drops. Calculated data on heat transfer in satisfactory agreement with the experimental data, with a much smaller error with respect to the latter than the existing solutions, allowing to predict heat transfer in areas where previously there are no reliable experimental and calculated data.

**Анализ возможности использования принципа «отвердевания»
для определения тяги двигателя при стендовых испытаниях
крупномасштабной стендовой модели ГЛЛ**

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

Вопросы интеграции силовой установки и планера приобретают важное значение при разработке гиперзвукового летательного аппарата. Сила тяги существенно зависит от внешнего сопротивления, определяемого взаимодействием планера и gondoly двигателя в присутствии реактивной струи. Поэтому правомерна постановка задачи разграничения сил и анализа их при работе гиперзвукового прямоточного воздушно-реактивного двигателя. Некоторые из этих вопросов можно решить при испытании двигателя, интегрированного с ГЛЛ, на стенде, другие - в лётных испытаниях ГПВРД на летающей лаборатории (модели). На стенде все силы характеризуются реакциями опор, которые измеряются тензометрической системой, и дополняются вычислениями по измерениям давлений и температур по внешнему и внутреннему контурам двигателя. Необходимо разграничить совокупность всех сил.

Представлены результаты анализа тяговых характеристик двигателя на основе закона изменения количества движения и зависимостей между параметрами потока, которые используются в динамике движения переменной массы. Рассмотрен вариант разделения сил на основе принципа «затвердевания» и показаны возможности определения тяговых характеристик по результатам измерений на стенде.

Принцип «затвердевания» заключается в следующем.

Уравнения движения твёрдой оболочки переменного состава в произвольный момент времени t могут быть записаны в виде уравнений движения твёрдого тела, если представить, что в этот момент времени система переменного состава «затвердела». Принимается «затвердевшее» тело из материальных частиц, замкнутого в момент времени t внутри поверхности S , охватывающей двигатель и «жидкий контур» впереди входного сопла. К такому фиктивному твёрдому телу приложены:

- внешние силы;
- реактивные силы;
- кориолисовы силы;
- вариационные силы.

Для принятого контрольного объёма в законе об изменении количества движения рассматриваются все указанные силы. Испытания модуля ГПВРД, интегрированного с фюзеляжем ГЛЛ, на стенде можно провести в термоаэродинамических условиях, близких к натурным. Рассматриваются различные варианты нагружения:

- при действии только силы тяжести КСМ;
- при действии дополнительно к ней аэродинамических сил;
- при действии дополнительно к ней аэродинамических сил и силы тяги двигателя (без поворота вектора силы тяги и с поворотом).

При испытании интегрированного модуля КСМ возникают вертикальные реакции опор. Используя их измерения, можно дополнительно определить аэродинамические характеристики ГЛЛ. Проведены стендовые испытания КСМ.

An investigation into possible application of the “solidification” principle for determining thrust during bench tests of a large-scale hypersonic flying laboratory (HFL) bench model

Lovitsky L.L., Sadrtidinov V.D.

Flight Research Institute, Zhukovsky

The issues of propulsion-airframe integration are becoming increasingly important for hypersonic aircraft design. The thrust is substantially dependent on the external drag, specified by the interaction of the fuselage and an engine nacelle in the presence of a jet. The right statement of the problem is, therefore, to delimitate the forces and to analyze them with a hypersonic ramjet engine (HRE) running. Some of these problems can be solved by bench-testing an engine integrated with a hypersonic aircraft, and other problems can be solved by flight-testing HRE aboard HFL (the model). All the forces arising on the test bench are characterized by support reactions measured with a strain gauge system, and are supplemented by the

calculations based on the data obtained from measuring pressure and temperature on the surface of core and bypass ducts. All of the forces should be separated.

The results of propulsion performance analysis based on the law of variation of momentum and the relationships between the flow conditions used in variable mass dynamics are presented. An alternative application of a force separation method based on the "solidification" principle is considered, and some possibilities of determining propulsion performance based on bench measurements are shown.

The "solidification" principle resides in the following.

The equation of motion for a solid shell of variable composition at arbitrary time t can be written in the form of an equation of motion for a solid body if we imagine that the system of variable composition has solidified at that point. A solidified body of material particles closed at time t inside the surface S covering the engine and the "liquid duck" ahead of the inlet nozzle is adopted. The following forces are applied to such a solid-body dummy:

- external forces;
- reaction forces;
- coriolis forces;
- variational forces.

All of these forces are considered in the law of change of momentum for the control

volume taken. The bench testing of a HRE module integrated with a HFL fuselage can be conducted under thermo-aerodynamic conditions close to natural ones. Different options of loading are considered:

- under the influence of large-scale bench model (LSBM) gravity only;
- under the action of gravity and extra aerodynamic forces;
- 3. under the action of or gravity and extra aerodynamic forces and engine thrust (with and without thrust vector rotation);
- When testing the integrated LSBM model vertical reactions would occur. By measuring them, HFL aerodynamic characteristics can be also determined. LSBM bench tests were conducted.

Анализ принципов работы и определение основных задач создания высокочастотных ионных двигателей

Ломтев С.О., Дронов П.А., Шматов Д.П., Натальченко Т.Д.
ВГТУ, г. Воронеж

Целью данной работы являлся анализ основных принципов и проблем конструирования высокочастотных ионных двигателей (ВЧИД), а также были рассмотрены результаты работ по данной тематике в России и за рубежом.

Основным принципиальным отличием ВЧИД от других электроракетных двигателей является иницируемый за счет подачи на индуктор электрической энергии ВЧ разряд. Наличие подобного разряда позволяет отказаться от анодного блока и от электродов, обеспечивающих зажигание и инициацию разряда плазмы внутри ГРК, что приводит к упрощению конструктивной схемы двигателя и повышению его надежности. Помимо этого перечислены другие преимущества ВЧИД, выделяющие его среди ЭРД.

В данной работе рассмотрены сложности, возникающие на этапе конструирования двигателя. Приведены варианты их решения, руководствуясь опытом, достигнутым в нашей стране и за рубежом.

Отмечены научные проекты, разработанные в Германии по данной тематике, а также рассмотрены разработки ВЧИД, протекающие в сотрудничестве НИИ ПМЭ МАИ и КБХА. Работа ведется при финансовой поддержке Правительства РФ (Минобрнауки РФ).

Результатом выполненной работы является проведенный анализ конструкции ВЧИД, дано описание разработок по данной тематике, представлены преимущества, выделяющие ВЧИД по показателям тяги и удельного импульса среди ЭРД.

Analysis of the principles of work and definition of the main objectives of creation of radio-frequency ionic engines

Lomtev S.O., Dronov P.A., Shmatov D.P., Natalchenko T.D.
VSTU, Voronezh

The purpose of this work was the analysis of the basic principles and problems of designing of radio-frequency ionic engines (RIT), and also results of works on this subject in Russia and abroad were considered.

The main fundamental difference RIT other electric propulsion is initiated by supplying electric power to the inductor radio-frequency discharge. The presence of radio-frequency discharge eliminates the anode structure from the electrodes and ensuring the ignition and initiation of the plasma discharge inside the discharge chamber, which leads to a simplification of the constructive design of the engine and increasing its reliability. In addition, other advantages are the RIT distinguish it from electric propulsion.

This paper discusses the complexities involved in the design stage of the engine. Variants of decisions based on experience gained in our country and abroad.

Noted research projects, developed in Germany, on the subject and discussed the development RIT occurring in collaboration Scientific Research Institute of Applied Mechanics and Electrodynamics of Moscow Aviation Institute and Chemical Automatics Design Bureau of the Voronezh State

Technical University. The work is funded by the Government of the Russian Federation (Russian Ministry of Education).

Result of the work is to analyze the structure RIT, describes developments on this subject, presented the benefits of allocating RIT in terms of thrust and specific impulse among the electric propulsion.

**Влияние относительного размера первого зондодержателя
цилиндрического зонда Ленгмюра на результаты локальной
диагностики плазмы**

Машеров П.Е.
МАИ, г. Москва

Целью данной работы являлось выявление влияния относительного размера первого зондодержателя цилиндрического зонда Ленгмюра на результаты локальной диагностики.

Радиус первого зондодержателя, который должен быть много меньше средней длины свободного пробега электронов явился основным предметом рассмотрения в настоящей работе, поскольку именно первый зондодержатель способен понизить концентрацию электронов и изменить другие параметры изучаемой плазмы в месте её зондирования, что существенно сказывается на качестве локальной диагностики плазмы.

В настоящей работе использовались три вида цилиндрических зондов из вольфрамовой нити диаметра 0,15 мм. Все они были снабжены зондодержателями одного диаметра – 1,6 мм. Идея работы заключалась в получении показаний зондов разных длин с одинаковым воздействием на них первого зондодержателя, увеличенная поверхность которого, расположенная рядом с областью зондирования, способствует усилению рекомбинации на ней заряженных частиц плазмы и, следовательно, снижает уровень ионизационного равновесия в изучаемой плазме. Цилиндрический зонд определённой длины усредняет параметры охватываемой им плазмы, и для зондов различных длин неизменное локальное искажение параметров плазмы около зондодержателя поразному влияет на результаты измерений. В работе использован такой диапазон длин зонда, который позволил указать некоторую их границу, за пределами которой возмущения рассматриваемого вида становятся меньше общей погрешности зондовых измерений.

В работе описана организация эксперимента с плазмой ВЧ индукционного (ВЧИ) разряда в ксеноне и зондовые измерения, выполнявшиеся при помощи зондовой станции Plasma Sensors VGPS-12. Ряд технических особенностей VGPS-12 приводят к повышению точности результатов диагностики плазмы, сводя, например, поле погрешности измерений концентрации электронов к величине порядка

$\pm 10\%$. К этим особенностям относятся: применение метода Дрювестейна, который не требует априорных предположений о форме функции распределения электронов по энергиям, в отличие от любых других зондовых методик, подавление значительной части погрешностей с помощью защитного опорного электрода с развитой поверхностью, очистка поверхности зонда ионной бомбардировкой и нагревом ВЧ токами.

Данная работа завершается анализом полученных результатов, позволившим сформулировать рекомендации по выбору основных размеров цилиндрических зондов Ленгмюра с целью обеспечения приемлемой точности диагностики плазмы.

Influence of a relative dimension of the first probe holder of a cylindrical Langmuir probe on the results of local plasma diagnostics

Masherov P.E.
MAI, Moscow

The purpose of this work was to study the influence of the relative size of the first probe holder of a cylindrical Langmuir probe on results of local plasma diagnostics. Radius of the first probe holder was the main probe parameter to be considered in the present work. This part of a probe can lower concentration of electrons and change other parameters of plasma in the measurement area which can significantly affect quality of local plasma diagnostics.

Three lengths of cylindrical probes made of tungsten thread 0.15 mm in diameter were used. All of them were supplied with probe holders of the same outside diameter – 1.6 mm. In such situation they influenced measurement results in different ways: the shorter probe tip, the deeper relative influence of its probe holder lowering plasma ionization along probe length on which plasma parameters are averaged. Therefore shorter probes show decreased level of plasma parameters. In the present work such range of probe lengths was selected that allowed for determination of a limit outside which measurement perturbations were less than general error of probe diagnostics. This choice was based on the proposed ratio of probe collecting surface and part of probe holders surface that was the most important for the phenomenon considered in this work.

These measurements were carried out in xenon plasma generated by inductively coupled plasma (ICP) discharge using probe station Plasma Sensors VGPS-12. A lot of technical features of VGPS-12 resulted in increased accuracy of probe diagnostics, for example, reducing measurement errors for electron concentration to the level of $\pm 10\%$. The main of them are as follows: application of Dryvesteyn method that doesn't require preliminary assumptions concerning electron energy distribution function

form, unlike any other probe techniques, compensation of considerable part of measurement errors using of large collecting surface, reference electrode, cleaning of probe surface by means of ion bombardment and RF current heating.

In conclusion the analysis of the obtained results was carried out showing length of cylindrical Langmuir probes that ensured the acceptable probe diagnostics accuracy.

Анализ конструктивных схем гибких металлических рукавов и влияние их на гидравлические и газодинамические характеристики

Муззин А.Н.

ОАО «КУЗНЕЦОВ», г. Самара

Гибкие металлические рукава (ГМР) являются эффективными компенсационными элементами в трубопроводах газотурбинных двигателей.

К основному недостатку металлических рукавов можно отнести их повышенное гидравлическое сопротивление. По результатам продувки гладкого трубопровода и ГМР с одинаковыми конфигурациями было установлено, что потери давления в рукаве в 1,5...4 раза выше, чем в трубе.

Основным конструктивным элементом ГМР, влияющим на его гидравлические и газодинамические характеристики, является гофрированная оболочка. Она состоит из гофров, которые по типу бывают кольцевыми и винтовыми. Кольцевые или параллельные гофры замкнуты сами на себя и расположены на равном расстоянии друг от друга. Винтовые гофры предполагает одну спираль с равномерным шагом по всей длине рукава. Вихревые течения, образующиеся в гофрах, являются источником повышенного гидравлического сопротивления, которые с увеличением числа Рейнольдса оказывают решающее влияние на параметры потока.

Основными геометрическими характеристиками у гофров являются их высота и шаг. Они выбираются таким образом, чтобы профиль гофров напоминал по форме цифру восемь. Это позволяет уменьшить потери напора при движении жидкостей и газов [1]. Установлено, что чем меньше шаг гофров, тем меньше гидравлическое сопротивление рукава. Однако не следует выбирать величину шага, при которой соседние гофры будут соприкасаться. Касание приводит к деформации и износу в результате трения при изгибах и, в конечном счёте, способствует потере герметичности ГМР. Поэтому при выборе шага профиля следует обеспечить такие размеры, которые гарантировали бы получение минимальных зазоров между гофрами.

Аналогичная картина наблюдается при уменьшении высоты гофров – гидравлическое сопротивление рукава уменьшается, так как для потока обтекание профиля гофрированной оболочки упрощается.

Экспериментальным путём установлено, что при протекании жидкости по рукаву с винтовым расположением гофров потери давления меньше, чем в случае с кольцевым гофром. Это объясняется тем, что в первом случае завихрение потока совпадает по направлению с винтовой линией гофрировки. Однако, оболочки ГМР из кольцевых гофр более гибкие, чем из винтовых гофр. Поэтому оптимальный выбор конструктивного исполнения ГМР следует проводить исходя из требований к трубопроводной трассе: по допустимым гидравлическим потерям транспортируемой среды и по условиям монтажа.

Крюков, А.И. Гибкие металлические рукава / А.И. Крюков, И.М. Глинкин, В.И. Фионин – М.: Машиностроение, 1970. – 204 с.

Analysis of flexible metal-reinforced hoses designs and their influence upon engine hydraulic and gas-dynamic characteristics

Murzin A.N.

JSC “KUZNETSOV”, Samara

Flexible metal-reinforced hoses (FMH) present effective expansion elements in the gas-turbine engine pipelines.

The main drawback of the metal hoses consists in their increased hydraulic resistance. The comparison of the results of blow tests performed with the smooth pipeline and FMH of the same configurations showed 1.5...4 times higher pressure losses in the hose as compared with the pipeline.

FMH main structural element defining its hydraulic and gas-dynamic characteristics is its corrugated shell. It consists of either annular or spiral corrugation. Annular or parallel corrugation elements present separately self-closed circular lines and are equally spaced from each other. Spiral corrugation elements form a continuous spiral with uniform spacing throughout the length of the hose. Eddy currents generated in the corrugation elements present the source of increased hydraulic resistance; with the increase of Reynolds number they exert the dominant influence upon the flow parameters.

The main geometrical characteristics of corrugation are depth and pitch. They are selected to make 8-shaped corrugation profile. This affords to decrease pressure head losses in gas and liquid flows [1]. It is determined that the smaller the corrugation pitch is the lower the hose hydraulic resistance is observed. However while selecting the corrugation pitch one should avoid the adjacent corrugation elements contact. Such contact leads to deformation and wear caused by the friction at hose bending and ultimately contributes to

FMH loss of leakproofness. Therefore selection of corrugation pitch shall guarantee minimum gaps between the corrugation elements.

Similar situation is observed at decreasing the corrugation depth – hydraulic resistance of the hose decreases due to the easier flow around the corrugated shell.

Experiments demonstrated lower liquid flow pressure losses in spiral corrugation hoses as compared to those with annular corrugation. It can be accounted for by the fact that in the first case the direction of flow swirling coincides with the corrugation spiral line. However FMH shells with annular corrugation are more flexible than those with spiral corrugation. Therefore the optimum FMH design selection shall be based upon the requirements to the pipeline system, i.e. upon the admissible hydraulic losses of the medium and the mounting conditions.

A.I. Krukov. Flexible Metal-Reinforced Hoses/ A.I. Krukov, I.N. Glinkin, V.I. Fionin – Moscow, Mashinostroenie Publishers, 1970. – 204 pages.

Опыт разработки ионных двигателей с высокочастотным индуктивным разрядом в НИИ ПМЭ МАИ

Антропов Н.Н., Ахметжанов Р.В., Балашов В.В., Богатый А.В., Дьяконов Г.А., Могулкин А.И., Обухов В.А., Плохих А.П., Попов Г.А. МАИ, г. Москва

Доклад посвящен опыту разработки в НИИ ПМЭ МАИ высокочастотных ионных двигателей (ВЧИД) малой (до 400 Вт) и средней (до 3 кВт) мощности, основанных на индукционном ВЧ разряде. Разработаны физико-математические модели и приводятся результаты расчетных исследований процессов в основных узлах ВЧИД, на основании которых были разработаны варианты конструкции образцов двигателей с использованием альтернативных материалов и технических решений. Приводятся результаты испытаний образцов двигателей. Работы по ВЧИД малой мощности выполнены с созданием опытного образца двигательного блока, включающего кроме собственно двигателя, блоки системы электропитания и управления (СПУ), блок управления расходом (БУР) и нейтрализатор [1, 2]. Обсуждаются проблемы и пути совершенствования ВЧИД.

Список литературы

N. Antropov, R. Akhmetzhanov, A. Bogaty, et al. Low-Power Radio-Frequency Ion Thruster. The 30th International Electric Propulsion Conference. Hyogo-Kobe, Japan, 2015

A.P. Plokhii, N.A. Vazhenin, V.P. Kim, S.V. Baranov «Experimental investigation of the hollow cathode electromagnetic radiation». The 30th International Electric Propulsion Conference. Hyogo-Kobe, Japan, 2015

The experience in radio-frequency thrusters R&D at RIAME MAI

Antropov N.N., Akhmetzhanov R.V., Balashov V.V., Bogatyi A.V.,
Dyakov G.A., Mogulkin A.I., Obukhov V.A., Plokhikh A.P., Popov G.A.

The report is devoted to RIAME MAI experience in the research and development of radio-frequency ion thrusters (RIT) of small (to 400 W) and average (to 2 kW) power based on inductive gas discharge. Physical and mathematical models are developed and results of numerical research on processes in thrusters are given. The numerical modeling was used for the development of thruster design options with use of alternative materials and technical solutions. The results of tests of thruster models are given and discussed. The engineering model of a low-power RIT-8 including power processing unit (PPU), flow-rate control unit (FRCI), and a neutralizer was developed and tested [1, 2]. Problems and ways of RIT parameters improvement of different power are discussed.

References

1. N. Antropov, R. Akhmetzhanov, A. Bogatyi, et al. Low-Power Radio-Frequency Ion Thruster. The 30th International Electric Propulsion Conference. Hyogo-Kobe, Japan, 2015
2. A.P. Plokhikh, N.A. Vazhenin, V.P. Kim, S.V. Baranov «Experimental investigation of the hollow cathode electromagnetic radiation». The 30th International Electric Propulsion Conference. Hyogo-Kobe, Japan, 2015

Способы борьбы с термоакустическими автоколебаниями давления в рубашках охлаждения жидкостных ракетных двигателей

Алтунин В.А.¹, Алтунин К.В.¹, Обухова Л.А.¹, Платонов Е.Н.¹,
Коханова С.Я.¹, Яновская М.Л.²

¹КНИТУ-КАИ, г. Казань;

²ЦИАМ им. П.И. Баранова, г. Москва

В рубашках охлаждения жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) одно – и многоразового использования (ЖРДМИ) на жидких углеводородных горючих и охладителях происходят различные аномальные эффекты, для изучения которых была создана экспериментальная установка.

В ходе проведения экспериментальных исследований были обнаружены и выявлены особенности позитивных и негативных тепловых процессов в жидких углеводородных горючих и охладителях:

- увеличение коэффициента теплоотдачи в 2-3 раза за счёт их теплофизических свойств в зоне критических давлений;
- термоакустические автоколебания (ТААК) давления, из-за которых происходит увеличение коэффициента теплоотдачи на 40%, откалывание твёрдых углеродистых осадков и засорение топливно-

охлаждающих каналов, образование локально-чередующихся зон перегревов и прогаров топливно-охлаждающих каналов в зоне критических сечений ЖРД, ЖРДМИ с дальнейшим пожаром и взрывом;

- негативный процесс осадкообразования, из-за которого происходит частичное или полное закоксовывание форсунок, фильтров, каналов с частичной или полной потерей тяги, происходит несанкционированный, быстрый и внезапный перегрев и прогар рубашки охлаждения в зоне критического сечения сопла ЖРД, ЖРДМИ - также с дальнейшим пожаром и взрывом. Эти особенности слабо учитываются при проектировании и создании перспективных ЖРД и ЖРДМИ, или не учитываются вообще.

Разработаны новые методики учёта позитивных и негативных процессов в топливно-охлаждающих трактах ЖРД и ЖРДМИ при их проектировании, создании и эксплуатации - без применения, с применением электростатических полей, гибридно. Созданы и запатентованы новые конструктивные схемы каналов, фильтров, форсунок перспективных ЖРД, ЖРДМИ на жидких углеводородных горючих и охладителях, в которых организованы: всесторонняя борьба с ТААК давления (для исключения появления локально-чередующихся зон перегревов и прогаров) и их искусственное зарождение и поддержание (для очистки каналов от твёрдых углеродистых осадков – при необходимости); всесторонняя борьба с осадкообразованием существующими и перспективными способами и методами. Некоторые результаты исследований внедрены в космические энергоустановки (ЖРД) «Курс» и «Барьер», в перспективные отечественные энергоустановки аэрокосмических систем 5 поколения и в другие техносистемы различного назначения и базирования.

The ways of fight against thermal acoustic self-oscillations of pressure at the cooling jackets of liquid-fuel jet engines

Altunin V.A.¹, Altunin K.V.¹, Obuhova L.A.¹, Platonov E.N.¹,
Kohanova S.Ya.¹, Yanovkaya M.L.²

¹KNRTU, Kazan;

²CIAM named after P.I. Baranov, Moscow

There are various abnormal effects for the study at the cooling jackets of one- and reusable jet rocket engines based upon liquid hydrocarbons. The new experimental setup has been created to carry out research of these processes.

During the experimental studies some positive and negative features of thermal processes in liquid hydrocarbon fuels and coolants were found and identified:

- increase of heat transfer coefficient 2-3 times more because of their thermal-physical properties at the area of critical pressures;
- thermal acoustic self-oscillations of pressure because of which the increase of heat transfer coefficient up to 40% can have place, spalling hard carbon deposits and clogging of fuel and cooling channels, formation of locally alternating zones of overheating and burnouts of the fuel and cooling channels in the area of the critical sections of reusable jet engines with following fire and explosion;
- negative process of deposit formation because of which the partial or full coking sprayers, filters, channels appears with less thrust;
- unauthorized, quick and sudden overheating and burnout of cooling jacket occurs in the area of the nozzle throat of jet engine.

These features are poorly taken into account in the design and development of advanced rocket engines.

There are new technique of positive and negative processes at fuel-cooling channels of single and reusable jet engines during their designing, creation and usage, without and with application of electrostatic fields. New schemes of channels, filters, sprayers of perspective jet engines on liquid hydrocarbons have been created where are: versatile fight against thermal acoustic self-oscillations of pressure (for purpose of appearance exclusion of local-intermittent overheated areas and burnouts) and their artificial incipience origin and maintenance (for cleaning the channels from solid carbonaceous deposits - if required); fight against deposit formation by using existing and perspective ways and methods. Some research results were incorporated into the space power plant "Course" and "Barrier", in domestic power plants of advanced aerospace systems of 5th generation and other utility systems for various destinations and basing.

Построение кортежей Парето изохорных двигателей летательных аппаратов

Сафронов В.В., Поршнев В.А., Балашов А.Л.
КБ Электроприбор, г. Саратов

Двигатели с периодическим сгоранием(изохорные двигатели) – одни из перспективных для различных типов летательных аппаратов. Вместе с тем, системный анализ изохорных двигателей не проводился, что не позволяло осуществить обоснованный выбор эффективных вариантов двигателей по совокупности критериев.

Цель работы –построение упорядоченного множества эффективных вариантов изохорных двигателей (кортежа Парето) и выбор наилучшего по совокупности критериев варианта конструкции двигателя ЛА с периодическим сгоранием.

Для решения задачи предварительно:

- построены морфологические матрицы подсистем изохорного двигателя;
- сформирована совокупность критериев, в состав которой входят многовекторная компонента, шесть векторных компонент, тринадцать скалярных критериев.
- выбрано допустимое множество вариантов двигателей;
- подготовлены исходные данные.

Решена задача выбора наилучшего варианта конструкции двигателя методом гипервекторного ранжирования при использовании в качестве опорного методов «жесткого» ранжирования и анализа иерархий с нелинейной сверткой критериев. Показано, что корректное решение задачи можно получить на основе применения разработанного критерия построения истинных кортежей Парето.

Приведены наилучшие варианты конструкции двигателя с периодическим сгоранием для одного из частных случаев задания стелени важности критериев. Варианты отличаются особенностями построения сверхзвукового сопла (внутреннего или наружного расширения). На техническую реализацию двигателя получено авторское свидетельство.

Результаты решения задачи позволят на этапе аванпроектирования принять решение о выборе наилучшего варианта изохорного двигателя с учетом конкретных требований ТЗ.

Building of Pareto tuples of the aircrafts isochoric engines

Safronov V.V., Porshnev V.A., Balashov A.L.

KB Electropribor, Saratov

Engines with intermittent combustion (isochoric engines) are very promising for various types of aircrafts. At the same time, the system analysis of isochoric engines has not been carried out, which has not allowed to make an informed choice of efficient engine variations on set of criteria.

The study objective is the building of the ordered set of isochoric engines efficient variations (Pareto tuple) and choosing the best on set of criteria design variant of the aircraft engine with intermittent combustion.

In order to solve the problem the following tasks were carried out in advance:

- morphologic matrices of isochoric engine subsystems were built;
- the set of criteria was formed which includes a multi-vector component, six vector components, thirteen scalar criteria;
- the admissible set of engine variants was chosen;
- the initial data was prepared.

The problem of choosing the best variant of engine design using the method of hyper-vector ranking, as well as "hard" ranking method and

hierarchy analysis with non-linear convolution of criteria as reference methods, is solved. It is shown, that the correct problem solution can be obtained by using the developed criterion of building the true Pareto tuples.

The best design variants of the engine with intermittent combustion for one of particular cases of specified criteria degree of importance are presented. The variants differ by the features of supersonic nozzle construction (internal or external expansion). The certificate of authorship is obtained for the engine technical implementation.

The results of the problem solution will allow at the stage of preliminary design to make the decision about choosing the best variant of isochoric engine with respect to specific requirements of technical specification.

Включение эффекта закрытия остаточного зазора в аэродинамических моделях щётчных уплотнений

Пугачев А.О., Равикович Ю.А.

МАИ, г. Москва

Щётчные уплотнения, применяемые в газотурбинных двигателях, относятся к уплотнениям с податливыми элементами, которые могут частично или полностью находится в контакте с валом в зависимости от номинального зазора, а также режима работы. Щётчные уплотнения могут устанавливаться в натяг с использованием специальных покрытий на контактирующей поверхности вала для обеспечения максимальной герметичности. С точки зрения снижения износа в трибопаре предпочтительным вариантом представляется установка щётчного уплотнения с нулевым или малым положительным номинальным зазором, который будет уменьшаться на рабочих режимах за счёт эффекта опускания волокон к поверхности вала под действием перепада давления через пакет. Остаточный радиальный зазор в щётчных уплотнениях, устанавливаемых с положительным монтажным зазором, оказывает значительное влияние на расходную характеристику уплотнения. Количественное описание функции остаточного радиального зазора является необходимым при построении аэродинамических моделей таких уплотнений. В работе приведён анализ подходов к учёту эффекта опускания волокон щётчного пакета к поверхности вала. Для определения функции радиального зазора в зависимости от давления могут использоваться как экспериментальные методы, так и теоретические подходы, основанные на выполнении связанных механических и аэродинамических расчётов для пакета щётчного уплотнения. Теоретическое определение значений зазора связано, однако, со значительными трудностями. Альтернативным подходом является применение упрощённой механической модели для описания податливости пакета щётчного уплотнения. В работе

представлен анализ зависимости для силы закрытия радиального зазора в щёточном уплотнении с использованием экспериментальных данных. При этом рассматривались различные щёточные уплотнения с отличающимися конструктивными параметрами. Полученные данные демонстрируют, что длина волокна может качественно менять характер податливости щёточного пакета. Также проведено сопоставление результатов, полученных с помощью упрощённой модели, с результатами аэродинамических расчётов дискретной модели сегмента щёточного уплотнения.

Considering the blow-down effect in aerodynamic models of brush seals

Pugachev A.O., Ravikovich Y.A.
MAI, Moscow

Brush seals used in gas turbine engines are compliant seals, which elements, depending on cold clearance and operating conditions, could be partially or fully in contact with a shaft surface. Brush seals can be assembled with interference on a shaft's coated surface to provide maximal leakage reduction. In the view of decreasing wear in a tribopair a preferred arrangement is to assemble brush seals with zero or small positive cold clearance. An actual clearance will be reduced during operation due to the blow-down effect caused by pressure differential across the bristle pack. The running radial clearance value in brush seals assembled with positive cold clearance has a significant influence on the leakage characteristic. Quantitative characterization of the blow-down effect must be included in aerodynamic models of such brush seals. This work studies several approaches to take into account decreasing radial clearance under the bristle pack when the pressure differential increases. The radial clearance function dependent on pressure can be obtained by experimental methods or by theoretical modeling of brush seals based on performing coupled mechanical and aerodynamic calculations. Theoretical determination of actual radial clearance is, however, associated with considerable difficulties. An alternative approach is to apply a simplified mechanical model to describe compliant nature of the bristle pack. The work presents an analysis of estimations for blow-down force in brush seals using experimental data. The analysis is performed for several brush seals with different design parameters. The obtained data demonstrates that the bristle length can quantitatively change the compliance behavior of the bristle pack. The work also provides comparison between the results obtained with the simplified model and the results of aerodynamic calculations using a detailed model of a brush seal segment with discrete bristle matrix.

**Разработка катода, работающего на основе
высокочастотного разряда**
Хартгов С.А., Смирнов П.Е.
МАИ, г. Москва

Обычно в качестве рабочего тела для электроракетных двигателей (ЭРД) используются инертный газ – ксенон, который запасен на борту космического летательного аппарата (КЛА) в необходимом количестве. Ксенон – редкий газ, и стоимость его производства достаточно высока. При этом с учетом обеспечения требований по его чистоте для работы эмиттеров катодов стоимость «заправки» КЛА значительно возрастает.

В последние годы начала обсуждаться проблема использования ЭРД работающих на газах верхних слоев атмосферы Земли и планет Солнечной системы, т.е. создания двигателей «прямоточной» схемы. Одной из проблем этой схемы является выбор наиболее эффективного катода, способного работать с химически активными газами атмосферы, будь то кислород в атмосфере Земли, метан и аммиак в атмосфере Венеры, углекислый газ – Марса, или другие.

В работе были проанализированы существующие и альтернативные схемы нейтрализаторов работающих на химически активных газах, предложена и разработана конструкция лабораторного образца такого устройства на базе высокочастотного разряда.

Исследования проводились в рамках реализации федеральной целевой программы «Исследования и разработки по приоритетным направлениям развития научно-технологического комплекса России на 2014-2020 годы» (Соглашение № 14.577.21.0101 от 16.09.2014).

High-frequency discharge cathode development
Khartov S.A., Smirnov P.E.
MAI, Moscow

Usually, xenon is used as a propellant of electric space thrusters (EST). It is stored on a board of a spacecraft in a required amount. Xenon is a rare gas, and cost of its production is rather high. At the same time the requirements of its purity for cathode emitters make the cost of spacecraft “refueling” increase considerably.

The problem of using EST operating on gases of the upper atmosphere of the Earth and the planets of the Solar system, i.e. creation of air breathing thruster, began to be discussed last years. One problem of this scheme is a choice of most efficient cathode, which is capable to operate with reactive gases of atmosphere, like oxygen in Earth atmosphere, methane and ammonia in Venus atmosphere, carbon dioxide in Mars atmosphere, or others.

In this work there were analyzed existing and alternative schemes of neutralizers operating on reactive gases, proposed and developed the laboratory sample of such device based on high-frequency discharge.

This work was conducted in the framework of the Federal target program «Research and development on priority directions of scientific-technological complex of Russia for 2014-2020» (Agreement № 14.577.21.0101 from 09.16.2014).

Иницирование горения с помощью газодинамического источника при высоких сверхзвуковых скоростях потока в канале

Гольдфельд М.А., Наливайченко Д.Г., Старов А.В., Тимофеев К.Ю.
ИТПМ СО РАН, г. Новосибирск

При сверхзвуковых скоростях потока в канале требуется непрерывное поджигание смеси каким-либо источником воспламенения, поскольку статические параметры (температура) воздушного потока не превышают уровня самовоспламенения топлива. С ростом числа Маха полета сопротивление внутренних элементов камеры сгорания увеличивается. Была предложена оригинальная схема камеры сгорания (КС) со щелевыми каналами сверху и снизу основного канала КС. В результате замедления потока в щелевых каналах достигаются высокие статические параметры, что обеспечивает в них самовоспламенение водорода. Высокотемпературные струи из щелевых каналов способствуют воспламенению и горению топлива в основном канале КС. При этом щелевой канал не приносит дополнительного сопротивления, кроме сопротивления трения.

Цель работы состояла в проведении расчетно-экспериментальных исследований самовоспламенения и горения водорода в модельной КС. Испытания были проведены на импульсной трубе ИТ-302М ИТПМ СО РАН в режиме присоединенного воздухопровода при числах Маха от 2 до 5.8 на входе КС в диапазоне изменения параметров: статическое давление P от 0,34 до 2,64 кг/см², полная температура T_0 от 1900 до 2900К и коэффициент избытка водорода от 0,6 до 1,1. Численное моделирование было проведено с помощью программного комплекса ANSYS CFD FLUENT 14.5.

При работе установки с падающими параметрами воздушного потока одной из характеристик горения становится длительность, поскольку более продолжительное горение соответствует меньшим значениям параметров воздушного потока в момент прекращения горения. При испытаниях было установлено, что горение продолжается до уровня статической температуры ~230К на входе в канал КС. Были получены экспериментальные данные о самовоспламенении водорода в сверхзвуковом потоке воздуха в канале, включая слабоизученную

область чисел Маха 4, 5 и 6. Определен диапазон параметров воздушного потока на входе, в границах которого осуществляется самовоспламенение водорода в щелевых каналах и развивается процесс «розжига» по основному каналу КС, включая влияние схемы вдува и избытка топлива. Установлено, что при увеличении числа Маха зоны стабилизации смещаются вниз по потоку. При этом определяющую роль играют струи на выходе щелевых каналов. Впервые получено самовоспламенение и горение водорода при числе Маха $M=5.8$ на входе в канал. В заявленном сверхзвуковом диапазоне воздушного потока на входе в канал КС происходит самовоспламенение водорода в миниканале при полной температуре потока не менее 2360К.

Исследования выполнены при поддержке РФФИ (номер проекта 13-08-00860А).

**Combustion initiation by means of the gas dynamic source
at high supersonic speeds of a flow in the channel**

Goldfeld M.A., Nalivaychenko D.G., Starov A.V., Timofeev K.Yu.
ITAM SB RAS, Novosibirsk

At a supersonic velocities in the channel continuous ignition of a mixture in any ignition source is required, since static parameters (temperature) of an air flow are not exceed a level of self-ignition of a fuel. With increasing of flight Mach number the drag of the internal elements of the combustion chamber is increases. The original scheme of combustion chamber with slotted channels on the top and bottom walls of the main channel has been proposed. As a result of slowing down the flow in the slotted channels will be reached high static parameters, which will ensure self-ignition of hydrogen. A high temperature jets from the slotted-channels are promote of ignition and combustion of a fuel in the main channel of the combustion chamber. In addition, the slotted channel not brings additional drag other than the frictional drag.

The aim of the study is the carrying out numerical and experimental investigations of self-ignition and combustion of hydrogen in the model of the combustion chamber. The experiments were carried out in the hot-shot wind tunnel IT-302M of ITAM SB RAS in the attached pipeline mode at the Mach numbers from 2 to 5.8 at the combustion chamber entrance at the following parameters: static pressure P from 0.34 to 2.64 kg/cm², total temperature T_0 from 1900 to 2900K and equivalence ratio of hydrogen from 0.6 to 1.1. Numerical simulations were performed using the software package ANSYS CFD FLUENT 14.5.

At working of the facility with decreasing parameters of air flow, one of characteristic of combustion is its duration, since more continual combustion conforms to smaller values of air flow parameters at the moment of

combustion end. During the experiments it was established, that combustion continues to level of static temperature $\sim 230\text{K}$ at the combustor chamber entrance. Experimental results about self-ignition of hydrogen in the supersonic air flow in the channel, including weakly known region of Mach numbers 4, 5, 6 have been received. Self-ignition of hydrogen in the slotted-channels and expanding “kindling” process in the main channel of the combustion chamber occurs within range of parameters of air flow at the entrance. This range has been determined. Influence of the injection scheme and equivalence ratio of the fuel also has been studied. It was established, that stabilization zones are moving downstream at Mach number increasing. At the same time, important factor are the jets at the exit of the slotted-channels. Self-ignition and combustion of hydrogen at Mach number 5.8 at the channel entrance are received for the first time. In declared supersonic range of air flow at the entrance of the combustion chamber the self-ignition of hydrogen occurs at total temperature of the flow not less than 2360K .

Investigations were carried out by support of Russian Foundation for Basic Research (grant #13-08-00860A).

Моделирование распыливания керосина с использованием модели распада жидкой пленки

Строкач Е. А., Боровик И. Н.

МАИ, г. Москва

Известно, что одним из ключевых моментов при решении задач полноты сгорания топлива, снижения вредных выбросов, поддержания теплового состояния конструкций и т.п. является подготовка топлива к сгоранию. В авиационной газотурбинной и ракетной технике разработчикам чаще всего приходится иметь дело с жидкими компонентами топлива, где основной вклад в подготовку топлива дает качество распыления жидкости (-ей). В настоящее время все большее применение в коммерческих (и некоторых некоммерческих) CFD пакетах находит специально разработанная для расчета распыления жидких топлив центробежными форсунками линейная алгебраическая модель LISA (Linearized instability sheet atomization), что отвечает требованиям проектирования в этих отраслях. В работе проводится исследование влияния параметров модели LISA на один из основных критериев качества распыла – средний диаметр капель. Несмотря на некоторые проведенные исследования [3] по влиянию различных факторов на глубину проникновения и средний диаметр, до сих пор остаются неясными зависимости диаметра капель от таких настроек модели, как коэффициент пленки, коэффициент лигаментов, использование разных приближений к моделированию силы сопротивления и использование различных моделей турбулентности.

Рассматривается распыливание керосина при нормальных условиях типовой центробежной форсункой, применяемой для подготовки горючего к сгоранию в жидкостных ракетных двигателях малой тяги. Производится выделение основных параметров влияния, строятся зависимости диаметра капель от варьируемых значений, а также предлагаются значения параметров, подходящие для расчета распыливания при такой постановке.

Kerosene spray breakup modeling with use of the LISA model

Strokach E.A., Borovik I.N.

MAI, Moscow

Spray production effectiveness is well known to be a key parameter for combustion efficiency enhancement, thermal distribution manipulation, pollutants emission manipulated reduction etc. It becomes more crucial in aerospace industry, where most of the fuels are injected in liquid state, being under the influence of the surrounding gas, thus evaporating and combusting. Nowadays the spray breakup models, both primary and secondary are widely used in commercial and open CFD codes for the correct spray atomization process. This paper is focused on the usage of the Linear instability sheet atomization model (LISA), implemented in CFD codes as a primary breakup model used for pressure-swirl atomizers commonly. Despite several thorough investigations of the model behavior have already been made, mostly focused on the correlation between various parameters and penetration depth and mean diameter, the influence of model parameters such as sheet constant and ligament constant, both with turbulence models and different approaches of drag modeling on spray droplet diameter is not yet determined. A pressure swirl atomizer produced spray is investigated in the current paper. Main influence parameter determination is made, correlation between the droplet and model settings is produced and determined values of LISA parameters are proposed.

Разработка высокочастотного ионного двигателя, работающего на атмосферных газах

Суворов М.О., Хартов С.А.

МАИ, г. Москва

В последнее время проявляется интерес к использованию малогабаритных космических аппаратов, расположенных на низкой опорной орбите, расположенной между 200 и 250 км над поверхностью Земли. Учитывая, что с увеличением высоты над Землей, плотность атмосферы снижается, аппарат испытывает значительное аэродинамическое сопротивление. Двигательная установка спутника должна непрерывно работать, поддерживая заданную высоту орбиты.

При этом время жизни аппарата ограничено запасом рабочего тела, большое количество которого приводит к уменьшению полезной нагрузки спутника. Накладываемые ограничения делают невозможным использование обычных ЭРД двигателей на спутниках малой массы.

Решение этой проблемы можно найти в использовании остаточной атмосферы в качестве рабочего тела для электроракетного двигателя.

Для исследования проблемы был спроектирован и изготовлен высокочастотный ионный двигатель (ВЧИД) с рабочим диаметром 150 мм. Была проведена серия экспериментов с целью определения базовых характеристик двигателя, а так же расчета оптимальных режимов работы на стандартном рабочем теле – ксеноне. Полученные результаты соответствуют результатам, полученным Гиссенским Университетом ФРГ в 90-е годы на моделях ВЧИД аналогичной конструктивной схемы.

В дальнейшем предполагается проведение экспериментов, направленных на исследование работы двигателя на атмосферных газах на концентрациях, имитирующих условия работы двигателя на высотах $h \approx 200 \div 250$ км - азот, кислород и их композиции с концентрациями $n \approx 1017 \div 1018$ м⁻³, в соответствии с эмпирической моделью атмосферы NRLMSISE-00.

Исследования проводились в рамках реализации федеральной целевой программы «Исследования и разработки по приоритетным направлениям развития научно-технологического комплекса России на 2014-2020 годы» (Соглашение № 14.577.21.0101 от 16.09.2014).

Development of high-frequency ion thruster utilizing residual atmospheric gases as a propellant

Suvorov M.O., Khartov S.A.

MAI, Moscow

There has recently been an interest in the use of small satellites located at low reference orbit with the height 200 ÷ 250 kilometers above the Earth's surface. In spite of the fact that with the increasing of altitude the atmospheric density decreases, the satellite still undergoes significant aerodynamic resistance. The propulsion system of the satellite should operate continuously, maintaining a predetermined height of the orbit. The lifetime of the satellite is limited by the propellant capacity, a large quantity of it onboard results in a reduction of the satellite payload. These restrictions limit the usage of conventional electric propulsion engines on low-mass satellites.

The solution to this problem is in the use of the residual atmospheric gases as a propellant for electric propulsion systems.

To study the problem high-frequency ion thruster with an ion beam diameter of 150 mm has been designed and manufactured. A series of experiments have been carried out to determine the basic characteristics of the

thruster, as well as the calculation of its optimum operating conditions for standard operating propellant - xenon. The obtained results match the ones derived by the University of Giessen in Germany during 1990-s on models of thrusters with similar structure design.

Future experiments with this thruster will be concentrated at the study of thruster operating with atmospheric gases like nitrogen, oxygen, and their compositions with concentrations of $n \approx 10^{17} \div 10^{18} \text{ m}^{-3}$ simulating the conditions of its operation at orbits with the height $h \approx 200 \div 250 \text{ km}$, in accordance with the empirical model of the atmosphere NRLMSISE-00.

This work was conducted in the framework of the Federal target program «Research and development on priority directions of scientific-technological complex of Russia for 2014-2020» (Agreement № 14.577.21.0101 dated 09.16.2014).

Пути увеличения ресурса и надёжности топливных форсунок авиационных двигателей

Алтунин В.А.¹, Алтунин К.В.¹, Платонов Е.Н.¹, Терентьев А.А.¹, Яновская М.Л.²

¹КНИТУ-КАИ им. А.Н. Туполева, г. Казань;

²ЦИАМ им. П.И. Баранова, г. Москва

При работе авиационных двигателей происходит закоксовывание топливных каналов и фильтров форсунок. Известно, что через 900 циклов работы, например, двигателя НК-8-2У, полностью закоксовываются практически все форсунки. Частичное закоксовывание форсунок приводит к частичной потере тяги, а полное закоксовывание – к обнулению тяги. Частичное закоксовывание даже только одной форсунки приводит к нерасчётному струйному распылу жидкого углеводородного горючего, к локальному прогару жаровой трубы, к пожару и взрыву двигателя и всего летательного аппарата (ЛА).

Твёрдый углеродистый осадок начинает образовываться при температуре стенок форсунки более 373К. В докладе на основе экспериментальных исследований проведён полный анализ существующих и перспективных способов борьбы с осадкообразованием в двигателях и энергоустановках ЛА на жидких углеводородных горючих и охладителях.

К перспективным способам борьбы с осадкообразованием можно отнести:

- Способы по предотвращению углеродистого осадка: конструктивное размещение нагреваемых деталей (например, топливных форсуночных фильтров) в зону с наименьшими нагревами; конструктивное создание наружного дополнительного охлаждения корпуса форсунки; применение электростатических полей;

- Способы по ограничению роста углеродистого осадка: конструктивное создание оребрённой поверхности в виде конусных искусственных интенсификаторов теплоотдачи; применение электростатических полей;

- Способы по удалению углеродистого осадка: конструктивное размещение осевой соосной рабочей иглы; конструктивное создание заменяемых деталей в кассетах (распылителей, фильтров); применение термоакустических автоколебаний давления.

Авторами разработаны и запатентованы: новые способы борьбы с углеродистым осадком (без электростатических полей, с полями, гибридно), новые конструктивные схемы топливных форсунок для двигателей и энергоустановок ЛА. Создан алгоритм учёта особенностей тепловых процессов в жидких углеводородных горючих и охладителях при проектировании, создании и эксплуатации новых форсунок, двигателей и энергоустановок ЛА различного назначения. Применение результатов исследований и новых разработок будет способствовать созданию перспективных отечественных авиационных двигателей повышенных характеристик по ресурсу, надёжности и безопасности.

The ways of life and reliability enhancement of fuel injectors of aircraft

Altunin V.A.¹, Altunin K.V.¹, Platonov E.N.¹, Terentiev A.A.¹,

Yanovkaya M.L.²

¹KNRTU-KAI, Kazan;

²CIAM named after P.I. Baranov, Moscow

When operating aircraft engines there is process of coking some fuel channels and filters of sprayers. It's known fact that approximately in 900 cycles of operation, e.g., engine NK-8-2U, actually all the sprayers become fully coked. The partial coking sprayers leads to partial thrust loss and full coking to thrust absence. It's important to know that even partial coking only one sprayer leads to off-nominal jet spray of liquid hydrocarbon fuel, local burnout of flue, fire and explosion of engine and all the aircraft.

Solid carbonaceous deposit begins to be formed at temperature of sprayer's walls equaled more than 373K. The full analysis of existing and perspective ways of fight against deposit formation at engines, power plants has been carried out and shown here.

We can highlight some most necessary ways of fight against deposit formation:

- Ways of prevention of deposit formation such as the constructive placement of heated parts (e.g., fuel sprayer filters) at the area with less heats, creation of external additional cooling the sprayer's body, application of electrostatic fields;

- Ways of limiting deposit growth including creation of ribbed surface, application of electrostatic fields;
- Ways of deleting deposit such as placement of axial coaxial working needle, creation of replaceable details at cassettes (sprayers, filters), application of thermal acoustic auto oscillations of pressure.

The authors have worked out and patented: novel ways of fight with hydrocarbon deposit (without electrostatic fields, with fields, simultaneously), new schemes of fuel sprayers for engines and power plants of aircraft. The algorithm of recording particularities of heat processes at liquid hydrocarbons at designing, creation and usage of new sprayers, engines and power plants of aircraft with other objectives has been built up and shown here. The application of research results and new elaborations will initiate the creation of perspective domestic aircraft engines with enhanced life, reliability and safety.

Особенности экспериментальной отработки основных элементов космических энергодвигательных установок большой мощности

Андреанов Д.И., Попов А.В., Терехов Д.Н., Штонда С.Ю.

Центр Келдыша, г. Москва

Стремление использовать в освоении космического пространства мощных энергодвигательных установок (ЭДУ) существует с самых первых этапов развития космонавтики и с течением времени необходимость их создания становится всё более актуальной. С помощью мощных ЭДУ возможно решение большого числа транспортных, транспортно-энергетических и энергетических задач в интересах экономики, науки и обеспечения глобальной безопасности.

Создание таких ЭДУ является чрезвычайно сложной задачей и требует всесторонней отработки как отдельных элементов установки, так и совместных испытаний различных систем на наземных стендах, а также в космическом пространстве при проведении летных испытаний.

В докладе приводятся данные по актуальным в настоящее время проектам, ведущимся в мире в области мощных ядерных ЭДУ, дается общая информация об основных подсистемах ЭДУ, о составе и требованиях к стендовой базе для отработки ключевых элементов ЭДУ, рассматривается потенциальный состав и облик стенда для мощных газотурбинных преобразователей, работающих по замкнутому циклу Брайтона.

Features of experimental testing of the basic elements space power propulsion systems of high power

Andrianov D.I., Popov A.V., Terekhov D.N., Shtonda S.Y.
Keldysh Research Center, Moscow

Desire to use high power propulsion systems(PPS)for a space exploration exists from the very first stages of astronautics development and eventually need of their creation becomes more and more actual. The solution of a large number of the space tasks in interests of economy, science and ensuring global safety is possible by means of high power PPS.

Creation of such PPS is extremely complex task and demands comprehensive testing both separate elements of system and integral tests of various systems at ground test benches and also in a space when carrying out fly tests.

Data on the projects actual now, which are conducted in the world in the field of high power nuclear PPS is provided in the report. It describes in general about the main subsystems of PPS, about structure and requirements to bench for ground testing of the PPS key elements, the potential structure and conceptual design of the test bench for the high power gas-turbine conversion systems based on the closed Braytoncycle is considered.

Разработка адаптивного нечеткого регулятора частоты и встроенной модели авиационного двигателя с применением нейронной технологии

Хижняков Ю.Н., Южаков А.А., Софин Н.А.
ПНИПУ, г. Пермь

Совершенствование диагностики работы авиационного двигателя способствует безаварийной эксплуатации летательного аппарата. Надежность работы систем управления требует своевременного выявления возможных дефектов, связанных с работой датчиков и эксплуатационным износом авиационного двигателя. Особенно важно выявить причину ухудшения характеристик двигателя на фоне его эксплуатационного износа с появлением дефектов в системе управления. В докладе рассматривается адаптивный нечеткий регулятор частотой вращения свободной турбины и прямая модель авиационного двигателя. Нечеткий регулятор частоты авиационного двигателя содержит адаптивный фаззификатор и блок активационных функций для управления дозатором авиационного двигателя. Прямая модель авиационного двигателя по частоте вращения свободной турбины содержит адаптивный фаззификатор и адаптивный дефаззификатор. В адаптивном фаззификаторе использованы сигмоидные функции принадлежности, где активация степеней принадлежности выполнена на

синглетонной основе в нормированном интервале $-1, +1$. В адаптивном фаззификаторе применен регулятор терм, для регулирования коэффициента усиления. Адаптация фаззификатора и дефаззификатора выполнена методом последовательного обучения нейронов, входящих в их состав, и выполняется за один такт, что отвечает требованиям систем реального времени. Выявление медленного дефекта, связанного с износом авиационного двигателя, выполнено с помощью логического устройства (сигнум-реле), который срабатывает при достижении граничного отклонения текущего параметра. Выход из строя датчика частоты вращения свободной турбины не вызывает аварийной ситуации, так как обратная связь автоматически подключается с помощью сигнум-реле к выходу прямой модели авиационного двигателя. Моделирование контура частоты вращения свободной турбины выполнено в пакете SCADA Suite.

Результаты моделирования подтверждают возможность применения адаптивного нечеткого регулятора частоты, а также дальнейшее совершенствование системы диагностики работы авиационного двигателя с применением нейронной технологии.

Development of adaptive fuzzy frequency controller and built-in model of an aircraft engine using neural technology

Khizhnyakov Y.N., Yuzhakov A.A., Sofin N.A.
PNIPU, Perm

Improving the diagnosis of an aircraft engine contributes to safe operation of the aircraft. The reliability of control systems requires early detection of possible defects associated with the operation of sensors and aircraft engine operating wear. It is particularly important to identify the cause of the deterioration of the engine parameters against its operational wear and the appearance of defects in the control system. The report examines the adaptive free turbine speed fuzzy control and a direct model of an aircraft engine. Aircraft engine fuzzy frequency controller includes an adaptive fuzzifikator and activation functions block for controlling dispenser of an aircraft engine. Direct aircraft engine model on the speed of the free turbine contains adaptive fuzzifikator and adaptive defuzzifikator. Sigmoid membership functions are used in the adaptive fuzzifikator, where the activation degree of membership is made on the basis of a singleton in the normalized range of -1 to $+1$. In the adaptive fuzzifikator term controller is used for gain control. Adaptation of fuzzifikator and defuzzifikator is performed by successive learning of neurons within them, and executed in a single cycle, that meets the requirements of real-time systems. Identify of slow defects due to wear and tear of an aircraft engine, is carried out by a logic device (signum relay), which is triggered when the limit of deviation of the current parameter is reached. The failure of

the speed sensor not results in free turbine emergency, as feedback is automatically connected via the signum relay to the output of the aircraft engine line model. Circuit simulation of the free turbine speed contour is made in the package SCADA Suite.

Simulation results confirm the possibility of using the adaptive fuzzy frequency controller, and the further improvement of the diagnosis of an aircraft engine using neural technology.

Использование явления взрыва металлических проводников при оценке устойчивости рабочего процесса в камерах сгорания жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) к «жесткому» возбуждению высокочастотных колебаний давления

Царапкин Р.А., Нарижный А.А., Пикалов В.П.
НИЦ «РКП», г. Пересвет

К настоящему времени широкое распространение при оценке высокочастотной устойчивости процесса горения в камерах сгорания ЖРД получил метод, основанный на введении в камеру сгорания искусственных импульсов давления. Процесс горения считается устойчивым или неустойчивым в зависимости от того, возвращаются или не возвращаются его характеристики (колебательная составляющая давления в камере сгорания) в исходное невозмущенное состояние после внесения возмущения.

Как правило, этот метод реализуется путем ввода в реакционный объём камеры сгорания через канал в её стенке импульса давления от импульсного внешнего возмущающего устройства (ВВУ), в которых в качестве источника импульса давления в настоящее время используется навеска взрывчатого вещества (ВВ). При этом навеска взрывчатого вещества изолирована металлической мембраной от канала, по которому вводится импульс давления в камеру сгорания. Осколки такой мембраны, попадая в камеру сгорания при подрыве заряда ВВ, могут повредить внутреннюю оболочку камеры сгорания. Это является недостатком таких устройств. К недостаткам таких ВВУ следует также отнести значительный разброс величин генерируемых ими импульсов давления при одинаковой величине навесок взрывчатого вещества, что, по-видимому, связано с разбросом: массы навески, плотности её укладки, толщины мембраны.

Целью исследований, представленных в докладе, является разработка и определение характеристик электроимпульсных возмущающих устройств (ЭИВУ), действие которых основано на эффекте взрывающегося электрического проводника при подаче на него высокого напряжения. В этих возмущающих устройствах отсутствуют

разделительные мембраны и обеспечивается стабильность генерируемых ими импульсов.

В докладе представлены конструкции разработанных ЭИВУ и результаты исследования в «холодных» модельных условиях влияния конструктивных и режимных параметров на величину генерируемых импульсов давления.

Новизна темы подтверждена патентами.

the employment of metallic conductors detonation effect in the evaluation of combustion stability in thrust chambers of liquid rocket engines (LRE) with respect to hard excitation of high-frequency pressure oscillations

Tsarapkin R.A., Narizhnyj A.A., Pikalov V.P.
RC "RSI", Peresvet

The now popular method of evaluating high-frequency combustion stability inside LRE thrust chambers is based on introducing artificial pressure disturbance into a combustor being characterized. The combustion process is considered steady-state or unsteady with respect to the fact whether or not the combustor behavior returns to its initial undisturbed operation mode after applying the said artificial disturbance.

Typically, this evaluation method is implemented by means of introducing pressure pulses produced by an external pulse generator into the combustor reaction volume via a channel provided in the combustor wall. A set of attached explosive charges is used currently as the pressure disturbance source. When attaching explosive charges to the combustor wall a metallic diaphragm is employed to separate them from the channel through which a pressure pulse is introduced into the thrust chamber. Upon detonating of explosive charges some fragments of the diaphragm getting into the combustion chamber may damage its internal liner. This constitutes a disadvantage of above method. Another drawback of external pulse generators involves a considerable spread in magnitude of produced pressure pulses while using equal number of attached explosive charges, which seems to be attributed to the spread in the following parameters: explosive charges mass and packaging density, diaphragm thickness.

The objective of the studies presented in this report is to develop and characterize electric pulse generating devices. The operation principle of these devices is based on the effect of electrical conductor detonation upon applying high voltage to the conductor. Theses pulse generators do not involve the use of separating diaphragms and are capable of producing stable pressure pulses.

The report presents design features of developed pulse generating devices and results of the studies under cold flow model conditions reproducing the

effect of design and operating parameters on the value of generated pressure pulses.

Novelty of the subject is confirmed by patents.

Математическая модель определения параметров теплообменных аппаратов на переходных режимах работы

Чернаков В.В., Иксанов Х.С.

Центр Келдыша, г. Москва

Пластинчато-ребристые теплообменные аппараты (ПТА) нашли широкое применение в транспортных энергетических и криогенных установках благодаря своей высокой компактности и малой массе, приходящейся на единицу теплопередающей поверхности. Использование ПТА в энергетических установках, работающих по замкнутому циклу Брайтона, позволяет повысить КПД контура преобразования энергии.

При использовании ПТА в космических энергоустановках, ввиду ограниченного ресурса располагаемой энергии на этапе запуска, требуется временная оценка тепловой инерционности теплообменного аппарата. С этой целью представляют интерес работа ПТА на неустановившихся и переходных режимах, характеризующихся нестационарностью протекающих процессов.

Целью данной работы является разработка и программная реализация математической модели нестационарного процесса теплопередачи в ПТА с учетом реальных теплофизических свойств теплоносителя. В представляемой математической модели учитывается теплоемкость материала ПТА, влияние теплопроводности по длине пластины на темп разогрева теплообменного аппарата.

Задачами расчета при проведении математического моделирования являлись:

- определение температур теплоносителей на выходе из «горячего» и «холодного» трактов ПТА;
- определение тепловой мощности ПТА;
- определение степени эффективности ПТА.

Проведен сравнительный анализ численного моделирования с экспериментальными исследованиями стендовых образцов ПТА.

Результаты сравнительного анализа позволяют сделать вывод об адекватности представленной математической модели.

A mathematical model of determining the parameters of heat exchangers on transient operating conditions

Chernakov V.V., Iksanov H.S.

Keldysh Research Centre, Moscow

Lamellar-ribbed heat exchangers (LHE) have been widely used in the transport power generating and cryogenic systems due to their high compactness and low weight per unit of heat transfer surface. Using LHE in power generating systems with a closed Brayton cycle, improves the efficiency of the power conversion circuit.

By using LHE in cosmic power generating systems, time estimation of the thermal inertia processes in heat exchanger is required due to the limited resources of available energy during the startup phase. To this purpose, the work of the LHE on unsteady and transient conditions, characterized by nonstationarity of the processes is of our interest.

The aim of this work is the development and software implementation of the mathematical model of unsteady heat transfer in the LHE based on actual thermal properties of the heat carrier. The presented mathematical model takes into account the specific thermal capacity of the LHE material, the effect of thermal conductivity along the plate at the rate of heating of the heat exchanger.

The objectives of the calculation during the mathematical modeling were:

- definition of the heat carrier temperatures at the outlet of the "hot" and "cold" paths of LHE;
- definition of LHE heat rating;
- determination of the thermal effectiveness of the LHE.

A comparative analysis of numerical simulation with experimental research of LHE stand model was carried out.

The results of the comparative analysis leads to the conclusion about the adequacy of the presented mathematical model.

Верификация конечно-элементных моделей многослойных конструкций при их поперечном изгибе на основе

вариационного принципа

Осадчий Н.В., Шепель В.Т.

НПО «Сатурн», г. Рыбинск

Доклад посвящён расчёту на прочность многослойных конструкций типа стержней, балок и прямоугольных панелей с «лёгким» заполнителем, который не оказывает сопротивления изгибу. Это допущение хорошо согласуется для многослойных конструкций с сотовым заполнителем. В докладе рассмотрены методы построения аналитических моделей, на основе которых возможна верификация

конечно – элементных моделей с целью подбора их параметров (тип элемента, плотность разбиения, способ связи элементов между собой). Аналитические модели многослойных конструкций для поперечного изгиба строились с использованием гипотезы «ломаной линии» и гипотезы «недеформируемого в поперечном направлении заполнителя». Использование этих гипотез эквивалентно предположению, что касательные напряжения и деформации сдвига по толщине заполнителя распределены равномерно. Системы дифференциальных уравнений, описывающих поперечный изгиб многослойных конструкций, получены из условий стационарности функционала полной энергии системы «обшивки – заполнитель» (вариационный принцип Эйлера-Лагранжа

Для систем дифференциальных уравнений, описывающих поперечный изгиб многослойных стержней, получены аналитические решения для различных способов закрепления концов обшивок стержня и заполнителя. Для систем дифференциальных уравнений, описывающих поперечный изгиб пластин, получены как точные (в двойных тригонометрических рядах Фурье), так и приближённые (методом Бубнова – Галёркина) решения.

Перемещения при изгибе, найденные на основе решения дифференциальных уравнений, позволяют определить внутренние силовые факторы.

Представленные исследования по изгибу многослойных конструкций могут быть использованы для верификации конечно-элементных моделей при расчете панелей звукопоглощающих конструкций изделий аэрокосмической области, судостроения и строительной индустрии.

Verification of finite-element models of multilayer structures at transverse bending based on the variational principle

Osadchiy N.V., Shepel V.T.
NPO “Saturn”, Rybinsk

The report is dedicated to strength calculations of multilayer structures, such as cores, beams and rectangular panels with light filler, which does not resist to bending. This assumption agrees well for multilayer structures with honeycomb cores. In the report, methods of analytical models generation are considered, which enable verification of the finite-element models to adjust their parameters (type of the element, separation density, elements contact method). The analytical models of multilayer structures for transverse bending were developed using the broken-line hypothesis and the hypothesis of the transversely rigid filler. Application of these hypotheses is equivalent to an assumption that tangential stresses and shearing strain as to the filler thickness are uniformly distributed. The differential equation systems, describing transverse bending of multilayer structures, were generated from

the stationary conditions of the total energy functional of the 'skin – filler system' (Euler-Lagrange variational principle).

As for the differential equation systems describing transverse bending of multilayer cores, the analytical solutions for various modes of the core skin and filler fixation have been obtained. As for the differential equation systems describing transverse bending of plates, both explicit (in double trigonometric Fourier series) and approximate (the Bubnov-Galerkin method) solutions have been obtained.

Bending displacements found on the basis of the differential equation solutions enable to define the internal power factors.

The presented bending investigations of multilayer structures can be used for verification of the finite-element models while calculating panels of sound-absorbing structures in aerospace, ship-building and construction industries.

Некоторые пути увеличения ресурса и надёжности систем смазки поршневых и реактивных двигателей летательных аппаратов

Алтунин В.А.¹, Алтунин К.В.¹, ЩигOLEV А.А.¹, Юсупов А.А.¹,

Демиденко В.П.², Яновская М.Л.³

¹КНИТУ-КАИ, г. Казань;

²МВАА, г. Санкт-Петербург;

³ЦИАМ им. П.И. Баранова, г. Москва

В ходе эксплуатации поршневых и реактивных двигателей летательных аппаратов происходят аномальные эффекты в моторных маслах из-за их термодинамических состояний. Одним из опасных эффектов является процесс осадкообразования, из-за которого раньше положенного срока выходят из строя масляные форсунки, каналы и фильтры. Частичное закоксовывание только одного канала или форсунки уже способствует недостаточной работе системы смазки как поршневого, так и реактивного двигателя, что приводит к ускоренной поломке и останову с дальнейшим ремонтом в заводских условиях. Полное закоксовывание одного канала или форсунки сокращает время эксплуатации двигателей ещё быстрее, приводит к аварийным ситуациям всего летательного аппарата (ЛА). Поэтому необходимо вести борьбу с осадкообразованием в системах смазки уже на стадии проектирования двигателей.

Проведены экспериментальные исследования с различными авиационными маслами. Было установлено, что: при температуре менее 373К осадок не образуется; оребренная поверхность с высотой конических зубьев 3-5 мм способствует затормаживанию роста твёрдого осадка; магнитные поля очень слабо влияют на интенсификацию теплоотдачи к моторному маслу и не влияют на предотвращение осадка

на нагреваемых деталях; электростатические поля оказывают значительное влияние на увеличение коэффициента теплоотдачи и предотвращают процесс осадкообразования в зоне прохождения силовых линий электростатического поля.

На основе результатов экспериментальных исследований были разработаны: новые способы борьбы с осадкообразованием в двигателях ЛА; новые конструктивные схемы масляных каналов, фильтров, форсунок и систем контроля; новые методики учёта особенностей тепловых процессов в моторных маслах при их различных термодинамических состояниях, которые необходимо применять при проектировании, создании и эксплуатации перспективных систем смазки двигателей ЛА.

Доклад сопровождается иллюстрационным материалом результатов экспериментальных исследований, новых запатентованных конструктивных схем систем смазки двигателей ЛА, проведённого технико-экономического анализа новых разработок.

Применение материалов доклада будет способствовать созданию новых систем смазки перспективных отечественных двигателей ЛА с повышенными характеристиками по ресурсу, надёжности, безопасности и экономичности.

Some ways to increase the life and reliability of lubrication systems piston and jet aircraft engines

Altunin V.A.¹, Altunin K.V.¹, Shchegolev A.A.¹, Yusupov A.A.¹,
Demidenko V.P.², Yanovsky M.L.³

¹KNRTU-KAI, Kazan;

²MVAA, St. Petersburg;

³CIAM named after P.I. Baranov, Moscow

During the operation of piston engines and jet aircraft occurring anomalous effects in motor oils due to their thermodynamic states. One of the dangerous effects is the process of sedimentation, because of which oil nozzles, channels and filters prematurely fail. The partial coking of only one channel or nozzle already contributes insufficient operation of lubrication system as a piston or a jet engine, which leads to rapid failure and shutdown with a further repair at the factory. Full coking one channel or nozzle reduces the operation time of engines even faster, leading to a crash aircraft (FV). Therefore it is necessary to prevent sedimentation in lubrication systems at the design stage motors.

Experimental research have been conducted with various aviation oils. It was found that at the temperature of less than 373 K precipitate is formed; ribbed surface with a height of 3-5 mm conical teeth promotes the braking of growth solid sediment; magnetic fields are very weak influence on the intensification of heat transfer to the engine oil and have no effect on the

prevention of sediment on the heated parts; electrostatic fields have a significant impact on increasing the heat transfer coefficient and prevent the sedimentation process in the area of the passage of the lines of force of the electrostatic field.

Based on the results of experimental studies have been developed new ways of dealing with sedimentation in the engines of LA; new design scheme of oil channels, filters, nozzles and control systems; New accounting treatment of the thermal processes in the motor oils in their different thermodynamic conditions to be applied in the design, development and operation of advanced aircraft engines lubrication systems.

The report is accompanied by illustrative material results of experimental research, new patented design schemes lubrication systems of aircraft engines, conducted a feasibility analysis of new developments.

Use of materials of the report will contribute to the creation of new lubrication systems advanced domestic aircraft engines with uprated resource, reliability, security and economy.

4. Системы управления, информатика и электроэнергетика

4. Control Systems, Informatics and Electroenergetics

Концепция системы предварительного анализа конфигурации космического аппарата дистанционного зондирования Земли

Абрамов Г.А., Кременецкая М.Е.
СГАУ, г. Самара

Быстро развивающееся производство автоматических космических аппаратов требует активного внедрения автоматизированных процессов как на этапе производства, так и на этапе проектирования.

Недостаточно описанным и структурированным остается этап предконкурсного создания космической техники. Его важность обозначается тем, что именно на нем принимаются основополагающие решения по созданию будущего космического аппарата (КА). Оперативное принятие решений со стороны исполнителя влияет на получение заказа на разработку, а как следствие – получение прибыли.

Ввиду этого была предложена концепция информационной системы (ИС), способной выполнять сложные проектантские расчеты систем КА. Однако сложность современной космической техники и неформализуемые методы выбора рационального варианта исполнения КА ограничивают реализуемость проекта системами поддержки принятия решений (СППР).

ИС, выполненная по модульной схеме, обеспечивает автоматизированный расчет систем КА, а лицо принимающее решения (ЛПР) осуществляет выбор из предложенных вариантов наиболее рационального на основании своего опыта и опыта создания аппаратов-аналогов. Модульная структура также позволяет наращивать мощность системы путем подключения новых компонентов, содержащих данные для расчетов.

Ранее специалистами из Железногорского Сибирского федерального университета была предпринята попытка создания системы, способной рассчитывать отдельные подсистемы КА. Однако она имела существенный недостаток, заключающийся в невозможности расчета всех систем аппарата в целом.

Предлагаемая концепция системы отличается наличием алгоритма отыскания рационального варианта конфигурации. Алгоритм предусматривает возможность постепенного ввода данных в расчеты, а так же рассмотрение трудновыполнимых требований на

целесообразность учета путем проведения НИОКР или экспертной оценки.

Таким образом, реализованная система позволит в короткие сроки принимать решения по созданию и производству КА. Это повысит ценность организации-исполнителя для заказчика аэрокосмической техники и прибыль исполнителя при реализации выигранных проектов. Разработка новых образцов изделий потребует проведения научных образцов в смежных областях производства, тем самым повышая общую конкурентоспособность государства перед иностранными организациями.

Information system of spaceship remote Earth sensing configuration analysis

Abramov G.A., Kremenetskaya M.Y.
SSAU, Samara

Rapid development of automatic spaceship's manufacturing requires active introduction of computer-aided system, as on the stage of production, as on the stage of design.

The stage of precompetitive creation of space technology still remains not described and formalized enough. The importance of the stage is that it is a step when basic decisions on future spaceship creation are made and tender documentation is prepared. Enterprise – executor's immediate decision making influences on the receipt of an order and, as consequence, on profit earning. Process of synthesis of spaceship's variants configuration is not supported by information technologies and is based on existing system's design procedures and expert's experience.

On this account, conception of information system (IS) of spaceship remote Earth sensing (RES) configuration analysis is suggested. IS, that has modular architecture, enables to enter input parameters (customer's requests), automated analysis of spaceship's systems based on excepted on enterprises procedures, selects elements that are in database of spaceship's elements, offers a decision maker three variants of most suitable spaceship remote Earth sensing configuration.

The decision maker selects most rational variant out of all suggested. Module structure also enables to increase system's capacity by adding new components that contain data for calculations.

System's conception has an algorithm of searching for configuration of rational variant. The algorithm presupposes an opportunity of a gradual data input into the analysis, and complicated requirements' review by research and design work or expert evaluation.

The system will enable to make decisions on spaceship's configuration in a short time. That will increase organization - executor's value for the customer

of spaceship remote Earth sensing in the process of realization of the won projects.

Automation of the stage of precompetitive spaceship's design facilitates increase of domestic enterprises' competitiveness in the market of aerospace engineering.

Реализация программы сетевой академии Cisco при подготовке кадров для авиационно-космической сферы

Балян А.В., Корнеевкова А.В., Ильясов К.В., Брехов О.М.

МАИ, г. Москва

Сегодня телекоммуникационные системы используются в различных предметных областях, в том числе в военных и авиационно-космических электронных системах. Это и самолеты-истребители, и транспортные самолеты, и беспилотные авиационные системы, и системы наземного управления летательными аппаратами. Телекоммуникационные технологии способны также удовлетворить постоянную потребность авиационных систем в увеличении пропускной способности и надежности.

Принципы работы, разработки и реализации телекоммуникационных систем рассматриваются в программе сетевой академии Cisco «Коммутация и маршрутизация», которая успешно внедрена в учебный процесс Московского авиационного института кафедры «Вычислительные машины, системы и сети» и направлена на подготовку кадров высшего образования для авиационно-космической сферы.

Программа «Коммутация и маршрутизация» включает четыре раздела: «Введение в сетевые технологии», «Принципы маршрутизации и коммутации», «Масштабирование сетей», «Объединение сетей». Каждый учебный год по данной программе получают обучение более 50 студентов. После обучения по данной программе студенты приобретают профессиональные компетенции, которые включают следующие знания: принципы связи и обмен данными в сетях различного типа, уровни доступа и распределения в сети Ethernet, выявление угрозы безопасности в сетях, методы атак и политику безопасности, межсетевые экраны, механизмы резервного копирования и аварийного восстановления в сети; выполнение процедуры восстановления при авариях и резервирование, контроль производительности сети и выявление сбоев.

Реализация программы сетевой академии Cisco является эффективным способом при подготовке бакалавров и магистров по направлениям «Информатика и вычислительная техника» и

«Программная инженерия», а также при переподготовке кадров для авиационно-космической сферы.

Implementation of the Cisco Networking Academy program in the training of the staff for the aerospace sphere

Balyan A.V., Korneenkova A.V., Ilyasov K.V., Brekhov O.M.
MAI, Moscow

In our days, telecommunication systems are used in various areas, including military and aerospace electronic systems: military and transport aircrafts, unmanned aerial systems, aircraft ground control systems. Telecommunication technologies are also able to meet the constant need of aircraft systems to increase the bandwidth and reliability.

Work principles, the development and implementation of telecommunication systems are considered in Cisco Networking Academy Program "Routing and Switching" which has been successfully implemented in the educational process of the Moscow Aviation Institute, Department of "Computer Systems and Networks" aiming higher education staff training for the aerospace sphere.

"Routing and Switching" program includes four sections: "Introduction to Networks", "Routing and Switching Essentials", "Scaling Networks" and "Connecting Networks". More than 50 students per year are trained in the frame of this program. After training, students acquire professional skills, which include the following knowledge: principles of communication and data exchange in networks of different types, levels of access and distribution of an Ethernet, identifying network security threats, methods of attack and security policy, firewalls, backup mechanisms and disaster recovery in networks; implementation of recovery procedures in case of accidents, network performance monitoring and failures' identification.

Implementation of the Cisco Networking Academy program is an effective way in the education of bachelors and masters degree students in field of "Information technologies and Computer Engineering" and "Software Engineering" as well as retraining for the aerospace sphere staff.

Логическая ячейка для реализации систем функций

Вихорев Р.В.
ПНИПУ, г. Пермь

Представленная работа посвящена созданию новой логической ячейки, реализующей систему логических функций в программируемых логических интегральных схемах типа FPGA.

Как известно структура ПЛИС типа FPGA основана на логических ячейках, так называемых LUT (Look Up Table или просмотрная таблица). В свою очередь LUT представляет собой мультиплексор,

который строиться в виде дерева из элементарных мультиплексоров 2-1 на базе передающих МОП транзисторов. Однако такая логическая ячейка реализуют только одну логическую функцию от N переменных, где N в настоящее время достигает 8. В связи с этим для реализации M логических функций необходимо M LUT.

В связи с выше перечисленным предлагается LUT реализующий систему из M логических функций – DC-LUT, причем реализация дизъюнкций конститuent обеспечивается структурами аналогичными структурам настройки межсоединений. По сравнению с M LUT, каждый из которых реализует одну логическую функцию, DC-LUT позволяет получить выигрыш δ порядка 40%. При этом быстродействие уменьшается незначительно.

Выполнено моделирование предлагаемой логической ячейки для реализации систем логических функций DC-LUT в системе схемотехнического моделирования NI Multisim, которое подтверждает работоспособность предлагаемого технического решения, на которое оформлена заявка на выдачу патента.

Logic cells to implement systems functions

Vikhorev R.V.
PNRPU, Perm

This work is devoted to the creation of a new logic cell implementing a system of logical functions in the programmable logic integrated circuits such as FPGA.

As you know the structure of the FPGA based on the logic cell LUT (Look Up Table). LUT is a multiplexer, which is constructed as a tree of elementary multiplexers 2-1 is based on transmitting MOS transistors. However, such a logic cell implements only one logical function of N variables, where N reaches 8. In this regard, to implement M logic functions must M LUT.

In connection with the above proposed LUT implements a system of M Boolean functions – DC-LUT, and the implementation of disjunctions constituents is provided by structures similar to the structures of configuration of interconnects. Compared to the M LUT, each of which implements only one logic function, DC-LUT allows to obtain the gain δ of the order of 40%. In this case, the performance decreases slightly.

Modeling of the proposed logic cells for the implementation of systems of logical functions DC-LUT in the system of circuit simulation NI Multisim, which confirms the efficiency of the proposed technical solutions of the application for the grant of a patent.

Сверхпроводниковые индукторные электрические машины комбинированного возбуждения

Ковалев К.Л., Модестов К.А., Ильясов Р.И., Дубенский А.А.
МАИ, г. Москва

Рассмотрены некоторые конструктивные схемы электрических машин индукторного типа комбинированного возбуждения. На основе конструктивной схемы индукторной машины возможно создание сверхпроводниковых электрических машин большой мощности с обмотками из высокотемпературных сверхпроводников (ВТСП). Приведенные схемы электрических машин имеют кольцевые неподвижные обмотки возбуждения, что позволяет выполнить такие обмотки из ВТСП, что позволит уменьшить электрические потери в электрической машине, а также увеличить уровень индукции магнитного поля в рабочем зазоре.

Superconducting inductor electric machines with combined excitation

Kovalev K.L., Modestov K.A., Ilyasov R.I., Dubensky A.A.
MAI, Moscow

Some constructive schemes of inductor electric machines with combined excitation is considered. On a base of inductor machine constructive scheme creation powerful superconducting electric machines with high-temperature superconducting (HTS) windings. Considered schemes of electric machines has static annular excitation windings. This allows making such windings of HTS, decreasing electric losses in electric machine and increasing magnetic flux density in air gap.

Исследование влияния конструктивных параметров на характеристики кольцевого оптоэлектронного преобразователя угловой скорости

Бусурин В.И., Йин Наинг Вин, Семушева С.М.
МАИ, г. Москва

Угловая скорость является важной характеристикой движения, на основе которой можно сформировать сигналы управления летательным аппаратом, отследить траекторию движения, определить величину и направления порыва ветра. Для этого могут быть использованы малогабаритные микро-электромеханические системы (МЭМС). Для измерения угловой скорости предлагается использовать преобразователь внешних воздействий на основе оптического туннельного эффекта в системе «призма полного внутреннего отражения – пластина», выполненной из кварцевого стекла[1].

В кольцевом оптоэлектронном преобразователе получение информации осуществляется с помощью задания режимов: режима возбуждения, обеспечивающегося двумя парами пьезоактюаторов, расположенных на осях OX и OY, и режима возбуждения колебаний, возникающем под действием угловой скорости. Кольцевой резонатор под действием возбуждающего напряжения, например с частотой 26 кГц, периодически приводится в эллиптическую форму вдоль осей OX и OY с фиксированной амплитудой 10 мкм. Когда преобразователь вращается, возникает сила Кориолиса, которая приводит к возникновению колебаний вдоль смещенных на 45° осей. Деформация чувствительного элемента возникает вдоль трех осей OX, OY и OZ. В результате амплитуда новых колебаний пропорциональна скорости вращения. Эта деформация контролируется с помощью оптического туннельного эффекта.

Определены амплитуды перемещения чувствительного элемента (ЧЭ) кольцевого оптоэлектронного преобразователя угловых скоростей при изменении формы кольца в главной плоскости и в плоскости, перпендикулярной главной оси.

Для преобразователя угловой скорости для случая полного внутреннего отражения определена зависимость отражательной способности границы раздела $R = f(\Omega)$ от воздействующей угловой скорости и параметры ЧЭ преобразователя: диаметр – 2 мм, толщина – 25 мкм, ширина – 75 мкм, начальный зазор $d_0=300$ нм, показатель преломления призмы $n_1=1,5$, длина волны света $\lambda=900$ нм, показатель преломления воспринимающего элемента $n_3=3,4$, разделительная среда – вакуум ($n_2=1$), угол падения $\theta=42^\circ$, обеспечивающие максимальное отклонение кольцевого резонатора около 0,14 мкм вдоль оси OZ и 0,2 мкм вдоль сдвинутых на 45° осей в плоскости кольца и измерение угловых скоростей до ± 360 %/с.

Литература

Бусурин В.И., Казарьян А.В., Фам Ань Туан. Исследование характеристики микро-оптоэлектромеханического преобразователя угловых скоростей // Вестник МАИ 2015. Т22, № 01, с. 29-37.

Research of design parameters influence on the characteristics of optoelectronic ring angular velocity transducer

Busurin V.I., Yin Naing Win, Semusheva C.M.

MAI, Moscow

Angular velocity is an important characteristic of the motion, based on which it is possible to form the control signals of the aircraft, to track a movement trajectory and determine the magnitude and direction of the air flow. It can be provided by small-sized micro-electromechanical systems

(MEMS). For measuring angular velocity it is proposed to use the transducer external influences based on optical tunneling effect in "total internal reflection prism – plate", made up of quartz glass [1].

The optoelectronic ring of angular velocity transducer obtains information by using the set modes: excitation mode (being provided with two pairs of piezo – actuators at axes OX and OY), and the sensing mode (emerging under the influence of the angular velocity). The ring resonator under the action of the exciting voltage, for example with a frequency of 26 kHz, periodically provided in an elliptical shape along the axis OX and OY with a fixed amplitude of 10 μm. When the casing is rotated, the Coriolis force occurs, which causes vibrations at 45°. The deformation of the sensing element occurs along the three axes OX, OY and OZ. As a result, the sensing mode amplitude is proportional to the speed of rotation. This deformation is controlled by an optical tunnel effect.

Movement amplitudes of sensing element (SE) of optoelectronic ring angular velocity transducer are defined by changing deformation of the ring in the main plane and in a plane perpendicular to the major axis.

For angular velocity transducer in case of total internal reflection the reflectivity on the medium boundary $R = f(\Omega)$ from angular velocity influence is calculated with the following sensing element parameters: diameter – 2 mm, thickness – 25 μm, width – 75 μm; initial gap $d_0 = 300$ nm, refractive index $n_1 = 1.5$, wavelength $\lambda = 900$ nm, the refractive index of the sensing element $n_3 = 3.4$, medium gap - vacuum ($n_2 = 1$), the angle of incidence $\theta = 42^\circ$ providing the maximum deformation of the ring resonator is about 0.14 μm along axis OZ and 0.2 μm along shifted by 45° in the plane of the ring for the measurement of angular velocities of $\pm 360^\circ / s$.

References

1. Busurin V.I., Kazaryan A.V., Pham Anh Tuan /Research of the characteristics of optical microelectromechanical angular velocity transducer// Vestnik MAI 2015. T22, № 01, p. 29-37.

Об одном методе решения задачи стабилизации установившихся движений мехатронных систем с геометрическими связями

Красинский А.Я.¹, Ильина А.Н.¹, Красинская Э.М.²

^{1,2}МАИ, ³МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

При с современном уровне развития авиационно-космической техники и робототехники особую актуальность приобретает исследование устойчивости движения мехатронных систем и алгоритмов формирования управляющих воздействий при неполной информации, т.е. в тех случаях, когда имеется возможность измерения лишь некоторых линейных комбинаций параметров, определяющих состояние системы.

В данной работе рассматривается применение строго обоснованного метода определения коэффициентов управления и системы оценивания задачи стабилизации положения равновесия мехатронной системы с геометрическими связями.

Методами аналитической механики получена точная нелинейная модель мехатронной системы с избыточными координатами. В силу наличия связей между координатами, определяющими положение системы, в данной ситуации нельзя непосредственно использовать уравнения Лагранжа второго рода, т.к. они предполагают независимость всех координат. Поэтому в данном случае используем свободные от множителей связей векторно-матричные уравнения в форме М.Ф. Шульгина, которые можно рассматривать как частный случай уравнений Воронца для неголономных систем при интегрируемости кинематических связей.

Точное построение модели позволяет найти все положения равновесия. Далее проводится анализ характеристического уравнения системы первого приближения. Показано, что устойчивость равновесий систем с избыточными координатами возможна только в критических случаях, число нулевых корней не меньше числа геометрических связей. Установлена необходимость учёта нелинейных членов в разложении уравнений геометрических связей.

В развитие метода исследования устойчивости и стабилизации неизолированных установившихся движений механических систем, формулируется теорема о существовании линейного управления, действующего по критическим переменным и стабилизирующего положение равновесия до асимптотической устойчивости по всем переменным. Предполагается, что информация о состоянии может определяться измерением меньшей размерности, чем размерность фазового вектора. Коэффициенты управления и системы оценивания однозначно определяются решением линейно-квадратичных задач методом Н.Н. Красовского.

В качестве примера использования предлагаемой методики решается задача стабилизации равновесия известного учебно-лабораторного стенда GBB 1005 Ball&Beam.

On one method of solving a problem of stabilization of steady-state motions of mechatronic systems with geometric links

Krasinsky A. Ya.¹, Ilyina A.N.¹, Krasinskaya E.M.²

^{1,2}MAI, ³BMSTU, Moscow

A study of mechatronic systems motion stability and control actions formation algorithms with incomplete information, i.e. when only some linear combinations of parameters defining system condition can be measured, is

becoming very relevant under modern level of development of the aviation and space as well as robotic engineering.

This work reviews application of strongly valid method of control factors defining, as well as a system of evaluation of a stabilization problem of the equilibrium position of a mechatronic system with geometric links.

A precise non-linear model of the mechatronic system with redundant coordinates has been obtained using analytical mechanics methods. Due to existing links between coordinates which define the system's position, the Lagrange equations of the second type cannot be applied in this situation as they presume independence of all coordinates. Therefore, in this case we apply vector-matrix equations free from multipliers in M.F. Shulgin form, which can be considered as a special case of Vorontz equations for nonholonomic systems with integrable kinematic links.

Precise model construction allows finding all equilibrium positions. Then the first approximation characteristic system equation is analyzed. It is shown that the system equilibrities stability with redundant coordinates is only possible in critical cases, and the number of aero roots is not less than the number of the geometric links. A need of nonlinear members consideration in geometric links equation decomposition is established.

In elaboration of a method of investigating stability and stabilization of non-isolated steady motions of mechanic systems, a theorem is formed on existence of linear control acting on critical variables and stabilizing equilibrium position to asymptotic immunity over all variables. It is assumed that information on condition can be defined by measurement of fewer dimensions than the phase vector dimension. Control factors and evaluation systems are determined uniquely by solving linear-quadratic problems using N.N. Krasovsky method.

The use of the proposed method can be exemplified by solving a problem of equilibrium stabilization of the known GBB1005 Ball & Beam educational control system.

Разработка ПО верификации модели уровня регистровых передач бортового блока сжатия монохромных изображений

Колесникова Ю.С., Якупов А.Ю., Брехов О.М.

МАИ, г. Москва

ПО верификации модели уровня регистровых передач (Register Transfer Level; RTL) бортового блока сжатия монохромных изображений (далее ПО верификации) используется на этапе испытания RTL-модели блока сжатия, входящего в бортовое устройство, на стадии разработки рабочего проекта.

ПО верификации предназначено для проверки соответствия RTL-модели блока сжатия функциональным требованиям блока сжатия.

Так как RTL-модель блока сжатия на последующих стадиях разработки преобразуется в логическую модель на уровне вентилей, то при разработке ПО верификации использование метода верификации «черным ящиком» является необходимым.

RTL-модель блока сжатия разработана на языке System Verilog, определенного стандартом IEEEStd. 1800-2009, который помимо возможностей спецификации и разработки аппаратуры предоставляет широкие возможности для верификации моделей аппаратуры. Для совместимости со стандартом исходного языка RTL-модели блока сжатия исходным языком ПО верификации был также выбран язык System Verilog, определенный стандартом IEEEStd. 1800-2009.

Верификация RTL-модели блока сжатия выполняется с использованием среды MentorGraphicsQuestaSim 10.3, которая поддерживает технологию симуляции логических моделей, разработанных на языке SystemVerilog, и предоставляет возможности сбора и анализа тестового покрытия.

Разработка ПО верификации включает следующие этапы:

- Разработка модуля генерации псевдослучайных входных воздействий для более быстрого достижения требуемого уровня тестового покрытия.
- Разработка модулей кодирования и декодирования данных согласно используемому алгоритму сжатия.
- Разработка модуля создания эталонных выходных данных и модуля сравнения выходных данных RTL-модели блока сжатия с эталонными.
- Разработка модуля обмена данными с RTL-моделью блока сжатия в соответствии с протоколом обмена блока сжатия.

Верификация RTL-модели блока сжатия может считаться завершенной при достижении уровня тестового покрытия 85%.

Development of verification software for RTL model of onboard monochrome image compression unit

Kolesnikova Iu.S., Iakupov A.Yu., Brekhov O.M.
MAI, Moscow

Verification software for RTL (Register Transfer Level) model of onboard monochrome image compression unit (hereinafter, verification SW) is used at the stage of testing the RTL model of compression unit included in the on-board device, at the stage of detailed design.

Verification SW is used to verify compliance of RTL model of the compression unit against its functional requirements.

Since the RTL model of the compression unit transforms into a gate-level model in subsequent stages of development, it is necessary to use the “black box” verification method.

System Verilog language defined by the IEEE Std. 1800-2009 standard was used for the development of RTL model of the compression unit. This language in addition to the hardware specification and development features provides extensive opportunities for the verification of hardware models. For compatibility with the standard of source language that was used for the development of RTL model the decision was made to use the same language (System Verilog (IEEE Std. 1800-2009)) for the development of verification SW.

Verification is performed using the Mentor Graphics QuestaSim 10.3 software, which supports logical simulation of models developed in the System Verilog language and provides the ability to collect and analyze test coverage.

Development of verification SW involves the following steps:

- Development of a module generating a pseudo-random stimulus to achieve the desired level of test coverage more quickly.
- Development of modules encoding and decoding data according to the compression algorithm used.
- Development of the module for creating expected output data and module for comparison of the RTL model output with expected output.
- Development of the module communicating with the RTL model of the compression unit in accordance with the communication protocol.

Verification of RTL model can be considered completed when the level of test coverage is more than 85%.

Интерактивные действующие учебные стенды самолета (идусс), как технические средства теоретической подготовки персонала гражданской авиации

Колокольников Ф.А.¹, Щербак В.В.¹, Решиков М.А.¹, Теренин С.С.¹

Машкин М.Н.², Романов О.Т.²

¹Корпорация «ИРКУТ», ²МАИ, г. Москва

Расширение глобального парка авиакомпаний повышает спрос на авиационных специалистов и, как следствие, услуги по их подготовке и переподготовке. Компания Boeing 21 июля 2015 года опубликовала новый прогноз (Pilot and Technician Outlook), отражающий высокий спрос на пилотов гражданской авиации и инженерно-технический персонал (ИТП) на 38 050 гражданских воздушных судов в течение ближайших 20 лет.

Реализация программы подготовки ИТП авиакомпаний предусматривает использование специальных технических средств

обучения (ТСО), позволяющих более детально и наглядно доносить излагаемый материал по особенно трудно воспринимаемым темам. Планируется использовать современные технические средства обучения, разработанные на базе перспективных информационных и компьютерных технологий. К ним относятся ИДУСС, которые позволяют существенно расширить возможности системы обучения за счет комплексного воздействия на органы восприятия обучаемых путем использования видеографических и аудио эффектов, создающих реалистическую обучающую среду, приближающуюся по эффективности к натурному обучению и тренажу навыков.

ИДУСС является автоматизированным обучающим средством и предназначен для формирования у обучаемых профессиональных знаний, умений и навыков.

В рамках исследования была проведен анализ существующего опытного образца ИДУСС для самолета МС-21. Были разработаны дидактические сценарии ИДУСС и определен новый функциональный облик специального программного обеспечения (СПО) ИДУСС. Целью дальнейшего исследования является тестирование ИДУСС в рамках этапа опытной эксплуатации и обработка полученных результатов для улучшения качества и повышения эффективности подготовки ИТП.

Interactive working training stands (iwts), as technical devices for civil aviation personnel theoretical training

Kolokolnikov F.A.¹, Shcherbak V.V.¹, Reshchikov M.A.¹, Terenin S.S.¹,
Mashkin M.N.², Romanov O.T.²

¹Irkut Corporation, ²MAI, Moscow

Airlines quantity growth increases the demand for aviation specialists and their training services as a result. On 21 July 2015 Boeing had published new forecast (Pilot and Technician Outlook), reflecting high demand for civil aviation pilots and maintenance personnel (MP) for 38 050 aircrafts in 20 coming years.

Airlines' MP training program realization provides using special technical training devices (TTD), which allow to give more clear and detailed training materials for difficult themes. It's planned to use modern TTD, based on advanced information and computer technologies. IWTS are examples of such TTD. Using modern multimedia technologies in IWTS allows to significantly expand its training capabilities through affection on trainees' senses by using video, graphic and audio information, and creation of realistic training environment similar to training on real aircraft.

IWTS is automated training system and designed to form trainees' professional knowledge and skills.

IWTS prototype for MC-21 aircraft was analyzed during research. IWTS educative scenarios were created and functional appearance of IWTS system software was determined. Future research target is to start trial operation of IWTS prototype and process it's results to increase MP training efficiency and quality.

Автоматизация проектирования бортового средства индикации на основе жидкокристаллической панели

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

Рассматривается проектная задача выбора оптических параметров многофункционального цветного индикатора (МФЦИ), выполненного на базе жидкокристаллической панели.

Предлагается алгоритм автоматизированного выбора значений параметров, основанный на процедуре лексикографической оценки. Приводятся выражения для вычисления значений оценок параметров и описываются способы поиска наилучшего значения по каждому из параметров. В основе алгоритма используются частные решающие правила, устанавливающие граничные значения анализируемых параметров.

Релевантными оптическими параметрами МФЦИ, влияющими на визуальные характеристики восприятия наблюдателем изображения, являются:

- неравномерность яркости изображения по полю ЖК-панели;
- яркость цветов и оттенков, заданных в цветовой палитре МФЦИ цифровыми кодами RGB (R – Red, G – Green, B – Blue);
- яркостной контраст изображения, индицируемого на ЖК-панели МФЦИ;
- цветовой контраст изображения, индицируемого на ЖК-панели МФЦИ;
- цветовой охват воспроизводимых на ЖК-панели цветов и оттенков;
- коэффициенты диффузного и зеркального отражения.

Решение оптимизационной задачи выбора оптических параметров бортового средства индикации имеет важное практическое значение, т.к. на этапе проектирования МФЦИ в документацию вводятся проектные решения, определяющие качество и эксплуатационные свойства будущего изделия.

Исходными данными для предлагаемого алгоритма являются семь параметров, ранжированных по значимости. Каждый параметр в процессе проектирования подлежит оценке и исследованию с целью определения своего наилучшего значения. Наличие обратных связей в

алгоритме предполагает итерационный путь достижения наилучшего значения для каждого параметра.

Все рассмотренные оптические параметры физически измеримы прямым или косвенным способом. Расчетные значения оценок параметров могут быть подтверждены результатами соответствующих светотехнических испытаний в составе автоматизированного рабочего места.

Automation of designing of onboard display means based on the liquid crystal panel

Kostishin M.O., Shukalov A.V., Zharinov I.O., Zharinov O.O.
SDB "Electroavtomatika", ITMO, Saint-Petersburg

The design of modern on-board equipment for visualizing air navigation parameters and geo details (digital district map) is concerned with certain requirements to the quality of the visualized information to be displayed. This kind of quality may be characterized quantitatively in terms of brightness contrast for each color displayed on the screen. To provide stable readability of the image for the pilot, a special procedure should choose chromaticity coordinates of the image elements. The designing problem of choosing the optical parameters of on-board indication equipment based on liquid crystal panel is considered. The solution of choice is of practical importance, because at the design stage means indication in the documentation introduces the design decisions determining the quality and operational characteristics of the future product. Relevant parameters for designing were defined these: nonuniformity of brightness, brightness value, color contrast, brightness contrast, diffuse reflection factor, mirrored reflection factor, gamut. The algorithm for automated selecting of the parameters, based on the lexicographic evaluation procedure is proposed. Lexicographic evaluation procedure involves ranking of the design parameters by their relative importance and further searching for optimal value of each parameter, regardless of other parameters. The expressions for calculation the estimated parameters are proposed, and the way of searching procedure to find the best value for each of the parameters is described. The algorithm is based on some partial decisive rules, which establish the boundary values for analyzed parameters. Feedback in the algorithm involves an iterative way to achieve the best value for each parameter. The results of the research were obtained during the execution of developmental works and can be used by developers of on-board indication equipment to perform circuit calculations.

Использование карты Карно для оптимизации импульсного усилителя мощности асинхронного двигателя в режиме векторной широтно-импульсной модуляции

Ле Дык Тиеп
МАИ, г. Москва

Целью данной работы являлось рассмотрение вопросов векторной широтно-импульсной модуляции, формирования базовых векторов в трехфазной мостовой схеме и оптимизации алгоритма переключения силовых ключей импульсного усилителя мощности для управления асинхронным двигателем в режиме векторной ШИМ.

Первый этап разработки создание лабораторного макета. При разработке макета были использованы микропроцессор DSPic30F4012, IGBT IRGP50B60PD1, драйвер HCPL 3120.

Второй этап разработки реализация векторной ШИМ с использованием карты Карно для оптимизации импульсного усилителя мощности асинхронного двигателя. Методология построения векторных модуляторов базируется на векторном представлении совокупности выходных напряжений инвертора и ориентирована на микропроцессорную реализацию. Алгоритм формирования построен в предположении, что силовые ключи инвертора напряжения, относящиеся к одной фазе нагрузки, работают строго в противофазе и переключаются мгновенно. В этом случае инвертор можно представить в виде трех, двух позиционных ключей, каждый из которых подключает соответствующую фазу нагрузки либо к положительному, либо к отрицательному полюсу источника постоянного напряжения U_d в зависимости от трехмерного вектора входных сигналов управления. В работе использован трехфазный инвертор, поэтому имеется $2^3=8$ возможных состояний ключей инвертора. Векторы выходных напряжений инвертора, задают все возможные его состояния. Использование оптимизации на базе Карт Карно обеспечивает минимум числа переключений силовых ключей инвертора, что в свою очередь позволит повысить эффективность инвертора.

Using the karnaugh map for optimizing the pulse amplifiers induction motor in vector pwm mode

Le Duc Tiep
MAI, Moscow

The purpose of this paper is to consider vector pulse width modulation, formation of base vectors in a three-phase bridge configuration, as well as optimization algorithm switching transistors pulse amplifiers power induction motors in vector mode PWM.

The first stage of the design was to create a model of the a bread board. When designing this bread board were used microprocessor DSPic30F4012, IGBT IRGP50B60PD1, driver HCPL 3120. DSPic30F4012, IGBT IRGP50B60PD1, driver HCPL 3120.

The second stage of the design was the implementation of vector PWM using the Karnaugh map for optimizing the pulse power amplifiers induction motor. Methodology of the vector modulator is based on a vector representation of the aggregate output voltage of the inverter and is focused on the implementation of the microprocessor. The algorithm for generating and constructing was assumed that the keys voltage inverter relating to a single phase load, operate strictly in phase opposition and are switched instantly. In this case, the inverter can be represented as three, two positioning keys, each of which connects the corresponding phase is a positive load or to the negative pole of the DC voltage U_d as a function of the three-dimensional vector of control inputs. The use of the three-phase inverter, so all there are $2^3 = 8$ possible states of the keys of the inverter. The vectors of the inverter output voltages corresponding to all its possible states. Using optimization based on Karnaugh maps allows to reduce number of switches in the inverter, which will increase the efficiency of the inverter.

Влияние учёта деформаций колеса и опорной поверхности на движение одноосного колесного модуля

Лельков К.С.

МАИ, г. Москва

Одноосный колёсный модуль (ОКМ) – перспективное наземное транспортное средство, способное выполнять как локомотивные функции, так и функции управления угловой ориентацией полезной нагрузки относительно плоскости горизонта и в азимуте. В работе приведена математическая модель ОКМ, полученная на основе движения каждой из его подсистем с учётом неголономной связи колёс с подстилающей поверхностью.

В докладе представлены результаты вывода уравнений движения ОКМ на основе уравнений Лагранжа с неопределёнными множителями. Такой формализованный подход позволяет выявить реакции всех связей этой многомерной системы, что необходимо для построения её уточнённой модели. В частности, этот подход позволяет определить возмущающие моменты, приложенные к колёсам со стороны подстилающей поверхности.

Рассмотрены особенности взаимодействия колёс с подстилающей поверхностью. Показано, как распределяются силы и моменты, действующие на ОКМ со стороны подстилающей поверхности в зависимости от соотношения между деформацией колеса и опорной

поверхности. На основе моделирования собственного движения приведены численные оценки влияния этих факторов на движение ОКМ.

Работа выполнена при поддержке договора - задание Минобрнауки РФ № 8.1573.2014/К

Features of wheel deformation and bearing surface in the movement of uniaxial wheeled module

Lelkov K.S.
MAI, Moscow

Uniaxial Wheeled Module (UWM) is a promising land vehicle capable of performing locomotion functions, as well as angular orientation control relative to the horizon and azimuth plane. This paper describes a UWM mathematical model, obtained on the UWM sub-systems movement basis, taking into account nonholonomic wheels connection to the underlying surface.

The results of the UWM motion equations derivation based on Lagrange equations with uncertain coefficients are presented in this paper. Given this formalized approach, it is possible to reveal all the link reactions in the multidimensional system, what is necessary to build the accurate model. In particular, this approach makes it possible to determine the disturbance torques applied to the wheels from the underlying surface.

The wheels and the underlying surface interaction features are presented. The distribution of forces and moments inside UWM system is shown relative to the ratio between the wheel and the underlying surface deformation. The results of motion simulation and numerical estimates of these factors' impact on the UWM movement are presented.

This work was supported by the contract - the Ministry of Education of the Russian Federation assignment № 8.1573.2014/К.

Коррекция курса инерциальной навигационной системы по информации от спутниковой навигационной системы до взлёта самолета

Маркелов В.В., Шукалов А.В., Нечаев В.А., Костишин М.О.
ОКБ «Электроавтоматика», г. Санкт-Петербург

Рассматривается вариант использования коррекции курса до взлёта после неточной выставки инерциальной навигационной системы на базе платформенной инерциальной курсовертикали (ИНС) в азимуте. Коррекция курса осуществляется по путевому углу, определённом по информации от спутниковой навигационной системы (СНС).

Коррекция курса включает в себя определение расчётной курсовой ошибки на прямолинейных участках руления до взлёта с последующим

её вводом в виде поправки в бортовую цифровую вычислительную машину для использования в текущем полёте. Расчёт курсовой ошибки осуществляется путём статистической оценки сравнения путевого угла, определяемого по информации СНС, с текущим, измеренным ИНС, курсом по заданному количеству замеров на реализуемом интервале времени.

Представлен метод коррекции курса инерциальной навигационной системы по информации от спутниковой навигационной системы до взлёта самолета и приведены результаты его отработки на испытательном стенде. Оценены точностные характеристики данного метода и предложены рекомендации для его практического применения.

Практически коррекция курса по информации СНС до взлёта может быть рекомендована к использованию с целью повышения точностных характеристик определения курса самолёта, оснащённого инерциальной навигационной системой на базе платформенной инерциальной курсовертикали, после проведения сокращённой подготовки с выставкой начального азимута по датчику магнитного курса. Значение курсовой поправки для коррекции определяется при рулении самолёта в течение не менее 20 с при работе бортовой СНС в режиме ГЛОНАСС или GPS (при отсутствии селективного доступа) и наличии контроля целостности используемых данных, а также при использовании дополнительного параметрического контроля измеряемых и вычисляемых параметров. При этом погрешность определения курсовой поправки не превысит 20'.

Implementation course corrections inertial navigation system for information from the satellite navigation system of the aircraft before take-off

Markelov V.V., Shukalov A.V., Nechaev V.A., Kostishin M.O.
SDB “Electroavtomatika”, Saint-Petersburg

We consider the option of using the correction rate to take off after inaccurate of inertial navigation system based on an inertial platform and heading (INS) in azimuth. Course correction is performed for Track corner defined according to information from the satellite navigation system (SNS).

Results: The results of a pilot mining regime course correction and recommendations for its use.

Correction of the course includes the definition of the calculated track error on straight sections taxiing before takeoff with its subsequent input in the form of amendments to the onboard digital computer for use in the current flight. Calculation of exchange errors made by comparing the statistical evaluation of the track angle, defined according to SNS, the current measured

by the INS rate for a given number of measurements on the realizable time interval.

Practical relevance: Course correction according to SNS takeoff can be used to improve the accuracy characteristics of the definition of the course of the aircraft after the abbreviated forms of training INS inaccurate exhibition initial azimuth.

**Оценка ресурсов возобновляемых источников энергии для
снабжения наземных систем обеспечения полетов
в республике Мьянма**

Гротова О.Н., Мин Мин Тхо
МАИ, г. Москва

В топливно-энергетическом комплексе в настоящее время самой актуальной проблемой является дефицит электроэнергии. Мьянма обладает огромным потенциалом различных возобновляемых энергетических ресурсов: солнечными, ветровыми, приливными[1]. Поэтому существует благоприятная возможность использовать для снабжения удаленных автономных наземных систем обеспечения полетов электроустановки на основе альтернативных источников энергии.

С этой целью необходимо оценить ресурсы солнечной и ветровой энергии в точке расположения автономного комплекса на территории страны. Среднемесячный дневной приход суммарной солнечной радиации на наклонную поверхность E_k зависит от отношений среднемесячных дневных приходов суммарной (R) и прямой (R_p) радиации на наклонную и горизонтальную поверхности. Изменение величины R в свою очередь зависит от отношения среднемесячных дневных приходов суммарной (E) и диффузной (E_d) радиации на горизонтальную поверхность, угла наклона к горизонту β , отражательной способности земли ρ и от показателя облачности K_m . Так как R_p находится в зависимости от географических координат местности, можно определить суммарный приход солнечной радиации в точке расположения электроустановки.

Основные энергетические показатели, определяющие эффективность и целесообразность использования энергии ветра, выявляют с помощью эмпирической дифференциальной повторяемости скоростей ветра t_i в i -м интервале скорости ΔV_i

Удельная мощность воздушного потока $N_{уд}(V_i)$, проходящего через 1 м^2 поперечного сечения ветрового колеса ветроустановки: $N_{уд}(V_i) = 0,5\delta \cdot V_i^3$ (Вт/м²), где δ – плотность воздуха при нормальных условиях в точке А.

Для каждого $V_{in} t_i(V_i) \%$ рассчитывается удельная энергия Эуді: $Эуді(V_i) = N_{уді}(V_i) t_i(V_i) T \cdot 10^{-3}$ (кВтч/м²/год). Суммирование $Эуді(V_i)$ во всем исследуемом диапазоне скоростей ветра от 1 м/с до 30 м/с дает значение Эуд, протекающее за год через 1 м² поперечного сечения ветрового колеса.

Таким образом, на основании комплексной оценки запасов рассмотренных возобновляемых источников энергии с учетом климатических, географических и социально-экономических условий конкретного региона местности на территории Мьянмы можно выбрать вид электроустановки на основе альтернативного источника энергии для снабжения автономного наземного авиационного комплекса.

Литература

1. Thet Thet Han Yi, Su Su Win, Nyein Nyein Soe. Solar Energy potential and application in Myanmar, World Academy of Science, Engineering and Technology 42 2008.

Resource assessment of renewable energy sources for flight aid ground supply systems in the Republic of Myanmar

Grotova O.N., Min Min Thaw
MAI, Moscow

In the energy sector currently the most activated problem is the shortage of electricity. Myanmar has huge potential of different renewable energy resources: solar, wind, tidal[1]. Therefore, there is the opportunity for supply remote autonomous ground systems of safety electrical systems based on alternative energy sources.

To access this purpose it is necessary to evaluate the resources of solar and wind energy at the point of location of the Autonomous complex in the country. Average daily arrival of total solar radiation on a tilted surface of the E_k depends on the relationship of monthly average daily total receipt (R) and direct (R_{π}) radiation on tilted and horizontal surfaces. Change the value of R in turn depends on the ratio of monthly average daily total receipt (R) and diffuse (R_{π}) radiation on a horizontal surface, the angle of inclination to the horizontal of β , the reflectivity of the earth ρ and the measure of the cloudiness K_m . Since the R_{π} is dependent on the geographical coordinates of the locality, it can measure the total solar radiation flux at the point of location of the installation.

Basic energy parameters, determined the effectiveness and suitability of wind energy is detected by an empirical differential tire peatability of wind speeds in the i -th interval speed ΔV_i .

Specific power of the air flow $N_{уд}(V_i)$, passing through 1 м² cross-sectional area of the wind turbine wheel : $N_{уд}(V_i) = 0,5 \delta \cdot V_i^3 (W/m^2)$, where δ - the density of air under normal conditions at the point A.

For each of V_i and $it(V_i) \%$ calculate specific energy $A_{уд. I}(V_i) = N_{уд. I}(V_i) \cdot it(V_i) \cdot T \cdot 10^{-3} (\text{KWh} / \text{m}^2 / \text{year})$. Summation $A_{уд. I}(V_i)$ in the entire range of wind speeds from 1 m / s to 30 m / s gives the value for the year $A_{уд.}$ flowing through 1 m² cross-sectional area of the wind wheel.;

Thus, on the basis of a comprehensive assessment of reserves considered renewable energy sources taking into account the climatic, geographic and socio-economic conditions of a particular area of the region in the territory of Myanmar, it can choose the type of the power plant on the basis of an alternative source of energy to supply autonomous ground aviation complex.

Literature.

1. That Han Yi, Su Win, Nye in Nye in Sue. Solar Energy potential and application in Myanmar, World Academy of Science, Engineering and Technology 42 2008

Сравнение методов моделирования характеристик преобразователя ускорения на основе оптического туннельного эффекта

Казарьян А.В., Наинг Ту Лвин
МАИ, г. Москва

В настоящее время измерение ускорения играет важную роль в системах автоматического управления летательных аппаратов и позволяет сделать более эффективным процесс управления. Для измерения ускорений в широком диапазоне температур предлагается использовать преобразователи внешних воздействий на основе оптического туннельного эффекта (ОТЭ), выполненные из кварцевого стекла.

Исследован преобразователь ускорения с рабочим диапазоном 0...10g. Воспринимающий элемент (ВЭ) такого преобразователя ускорения может быть построен в виде консоли, балки или многолучевого элемента. На основе математических моделей для каждого из видов ВЭ рассчитаны максимальные отклонения ВЭ [1]. Проведено исследование влияния конструктивных параметров на характеристики преобразователя ускорения и произведена оценка погрешностей, вызванных их отклонениями. Созданы модели разных видов ВЭ с помощью модуля «designmodeler» ANSYS и выполнено графическое моделирование с использованием пакета «static structure». При сравнении результатов расчетов и моделирования погрешность величин максимального отклонения для консоли и балки в качестве ВЭ составляет 3...8% и для четырехлучевого ВЭ – 5...8% в диапазоне ускорений 0...10g вдоль оси OX. При использовании дополнительной массы погрешность максимального отклонения четырехлучевого ВЭ составляет 8,5%.

Погрешность преобразователя с четырёхлучевым элементом зависит от температурных изменений модуля упругости его материала. При изменении температуры в диапазоне от -50°C до $+100^{\circ}\text{C}$ погрешность моделирования преобразователя ускорения в «steady-state thermal analysis» ANSYS по сравнению с результатами расчетов составляет около 1% при ускорении 10g.

Исследовано влияние поперечного ускорения ВЭ. Под действием поперечных ускорений погрешность моделирования по сравнению с расчетами для консоли составляет около 30% и для балки - 20%. При этом погрешность моделирования четырехлучевого элемента составляет менее 2% в диапазоне поперечных ускорений 10g. Из результатов анализа графического моделирования следует, что погрешность возникает из-за малого количества ячеек сетки; несмотря на это оно позволяет проверить метод расчета. Использование меньших ячеек сетки приводит к более точным результатам, но увеличивает объем расчетов.

Литература.

V. I. Busurin, Naing Htoo Lwin, Pham Anh Tuan. Investigation of microopto-eletromechanical angular velocity and acceleration transducers based on optical tunneling effect // Physics Procedia 73 (2015), pp.198-204.

Comparison of modeling methods for characteristics of acceleration transducer based on optical tunneling effect

Kazaryan A.V., Naing Htoo Lwin
MAI, Moscow

Nowadays, measurement of acceleration plays an important role in automatic aircraft control and leads to more effective in control process. To measure acceleration in the wide range of temperatures is suggested to use transducers with external impact based on the optical tunnel effect (OTE) made of quartz.

Acceleration transducer is within the operation range of $0...10\text{g}$ is developed. Sensing element (SE) of such transducer can be designed as a cantilever, a beam or multi beam element. Based on the mathematical models for each type of SE maximum deflection of SE can be calculated [1]. The influence of the design parameters on the performance of the acceleration transducer and the estimation errors caused by deflection of SE are considered. The models of different types of SE are created by using «geometric modeler» ANSYS and perform graphical simulation using static structure package. While comparing the results of analytical calculations and modeling, error of the maximum deviation value for the cantilever and beams SE are 3 ... 8% and for a four-beam SE - 5 ... 8% in the range $0 ... 10\text{g}$ of

acceleration along the axis OX. While adding the extra mass to the SE, the maximum deviation error of four beam SE is 8.5%.

Error of four-beam SE transducer depends on the temperature changes in the modulus of elasticity of material. While the temperature range is varying from -50 °C to + 100 °C, error of acceleration transducer modeling in the «thermal package» ANSYS compared with the results of calculations is about 1% during acceleration 10g.

The effect of the lateral acceleration of SE is investigated. Under the influence of lateral acceleration error of the simulation compared with the calculations for the cantilever is about 30%, for beam - 20%. The error of modeling four-beam SE is less than 2% in the range of lateral acceleration 10g. According to the analysis results of the graphic simulation, due to the small number of grid cells the error is appeared; however it allows to check the method of calculation. Using smaller cells leads to more accurate results, but increases the amount of calculations.

References

1. V. I. Busurin, Naing Htoo Lwin, Pham Anh Tuan. Investigation of microopto-electromechanical angular velocity and acceleration transducers based on optical tunneling effect // Physics Procedia 73 (2015), pp.198-204.

Частичная компенсация влияния ветрового возмущения на боковое движение среднемагистрального самолета, оцениваемого с помощью фильтра Калмана Рыбников С.И., Нгуен Тхань Шон МАИ, г. Москва

Цель данной работы – повышение качества процесса управления боковым движением среднемагистрального самолета посредством снижения статической ошибки положения ЛА относительно заданной линии пути. Повышение точности управления достигается введением в алгоритм управления сигнала частичной компенсации ветрового возмущения, получаемого на основании оценивания угла сноса с помощью фильтра Калмана.

Для оценивания ветрового сноса применена линейная математическая модель бокового движения ЛА четвертого порядка, включающая в себя уравнения боковых сил и моментов относительно осей x и y , а также кинематические уравнения движения ЛА относительно заданной линии пути. Фильтр Калмана включает в себя блок оценивания и матрицу связи, являющуюся объединением матрицы столбца с нулевыми элементами и диагональной матрицы. Получаемая с помощью фильтра оценка скорости бокового ветра и угла сноса вводится в алгоритм управления положением самолета относительно заданной линии пути как сигнал компенсации возмущения. Примененный исходный алгоритм

управления – линейный, стационарный, статический, определенный методом аналитического конструирования.

Математическим моделированием подтверждено повышение точности управления положением ЛА относительно заданной линии пути при действии бокового ветра. В частности, при действии бокового ветра скоростью 10 м/с установившаяся ошибка положения снижается до 20% начального уровня.

Partial compensation of the influence of wind disturbance to the lateral movement of medium-haul aircraft, estimated by using a Kalman filter

Rybnikov S.I., Nguyen Thanh Son
MAI, Moscow

The purpose of this work - to improve the quality of the control of lateral movement of medium-haul aircraft by reducing the static position error relative to the aircraft intended track. Improved accuracy is achieved by the introduction of control algorithm signal partial compensation of wind disturbance produced on the basis of estimation of leeway angle using a Kalman filter.

To estimate leeway applied linear mathematical model of lateral movement of the aircraft of the fourth order, which includes the equations of lateral forces and moments about x and y, as well as the kinematic equations of motion of the aircraft with respect to a given track. The Kalman filter includes a matrix estimation and communication is the union of the column matrix with zero diagonal elements, and a matrix. Get through the filter estimate of the rate of side wind and drift angle is introduced into the algorithm controlling the position of the aircraft relative to a track as a signal to compensate for the perturbation. The used source control algorithm - linear, stationary, static, as determined by analytical design.

Mathematical modeling is confirmed by improving the accuracy of controlling the position of the aircraft relative to a track under the action of crosswind. In particular, under the action of lateral wind speed of 10 m / s steady position error is reduced to 20% of the initial level.

Квазиневозмущаемая маятниковая вертикаль

Петрухин В.А., Мельников В.Е.
МАИ, г. Москва

Рассмотрены возможности создания квазиневозмущаемого маятникового индикатора вертикали, обладающего повышенной устойчивостью к возмущающим горизонтальным ускорениям основания. Положительный эффект достигается за счет реализации принципа двухканального управления с использованием однотипной по

физической природе информации, полученной от датчиков, обладающих различными динамическими качествами.

Физический или математический маятник, возмущаемый ускорениями основания, корректируется от более высокочастотного акселерометра и некоторых других источников коррекции. Принципиальным является взаимное расположение маятника и корректирующих его элементов. В частности, как ориентированы оси чувствительности маятника и корректирующего акселерометра между собой и относительно строительных осей ЛА. Возможны варианты: - ось чувствительности акселерометра всегда совпадает с осью чувствительности маятника (корпус акселерометра расположен на оси подвеса маятника); - ось чувствительности акселерометра всегда совпадает со строительной осью ЛА (акселерометр и маятник жестко зафиксированы на корпусе ЛА и участвуют во всех его угловых движениях); - акселерометр и маятник расположены на общем основании, но связаны с корпусом ЛА посредством «слеящего привода».

В работе рассмотрен второй вариант. Такой одноосный маятник работоспособен для малых углов «прокачки» ЛА в пределах нескольких угловых градусов. Показано, что при горизонтальном ускорении ax установившийся угол α_1 отклонения скорректированного маятника от вертикали будет значительно меньше, чем угол α_2 маятника в обычном исполнении:

- $\operatorname{tg}\alpha_1 = (1 - \delta)ax/g \ll \operatorname{tg}\alpha_2 = ax/g$, где δ – безразмерный коэффициент компенсации возмущающих воздействий на маятник: $0 < \delta < 1$.

Разработана структура рассмотренного варианта компенсированного маятника с использованием компенсирующего акселерометра. Проведено имитационное моделирование при вариации уровня компенсации δ , динамических характеристик акселерометра, оцениваемых его собственной круговой частотой ω а для различных ЛА.

Анализ результатов моделирования показал реальность создания такого одноосного маятникового построителя вертикали в качестве резервного «авиагоризонта», так и в ряде случаев как канала платформенной или бесплатформенной системы ориентации и навигации. Просматривается также применение в составе ИНС для коррекции каналов построения вертикали.

Предполагается наличие двух одноосных каналов для физического моделирования на борту ЛА вертикали места, реализуемых в виде единого блока с использованием двухосного слеящего корпуса, или без него в зависимости от класса объекта. Работа проводится на каф. 305

Quasi-imperturbable pendulum vertical sensor

Petrukhin V.A., Melnikov V.E.

MAI, Moscow

Consider the possibility of building a quasi-imperturbable pendulum vertical indicator having increased resistance to perturbing horizontal acceleration. A positive effect is achieved due to the implementation of the principle of a two-channel control using the information of same physical nature received from the sensors, having different dynamic properties.

Physical or mathematical pendulum which disturbing by acceleration of base is adjusted by a high-frequency accelerometer and other sources of correction. The principle is the relative position of the pendulum and its corrective elements. In particular, how are the pendulum axis of sensitivity and correction accelerometer are oriented relative to each other and building axes of aircraft. The options are: - the axis of sensitivity of the accelerometer is always coincides with the axis of sensitivity of the pendulum (accelerometer housing located on the axis of suspension of the pendulum); - The axis of sensitivity of the accelerometer is always coincides with the axis of the aircraft construction (accelerometer and pendulum rigidly fixed to the aircraft body and participate in all of its angular movement); - Accelerometer and pendulum located on a common basis, but are connected to the body of aircraft by "tracking housing".

The paper considers the second option. This single-axis pendulum is efficient for small inclination angles of aircraft within a few angular degrees. It is shown that the horizontal acceleration a_x set the angle α_1 corrected deviations of the pendulum from the vertical will be significantly smaller than the angle α_2 of the pendulum in the usual performance:

- $\text{tg}\alpha_1 = (1 - \delta)a_x/g \ll \text{tg}\alpha_2 = a_x/g$, where δ - dimensionless coefficient compensation disturbances on the pendulum: $0 < \delta < 1$.

The structure of the considered options compensated pendulum with compensating accelerometer. A simulation by varying the level of compensation δ , the dynamic characteristics of the accelerometer, the estimated angular frequency of its own but for different aircraft.

Analysis of simulation results showed the reality of the creation of such uniaxial vertical pendulum builder as a backup "artificial horizon", and in some cases as a channel of platform or strapdown orientation and navigation system. It watched as the use of a part of the INS to correct for the construction of vertical channels.

It is assumed that there are two channels for uniaxial vertical physical simulation on board the aircraft as a single unit with biaxial tracking housing, or without, depending on the class object.

Work carried out at department 305 MAI, with the support Russian Federation Ministry of Education contract №8.1573.2014 / K.

Ступенчато-хордовый алгоритм управления выпрямителем, построенным на базе трансформатора с вращающимся магнитным полем

Черевко А.И., Платоненков С.В., Сакович И.А., Кузьмин И.Ю.,
Музыка М.М., Лимонникова Е.В., Душкин Ю.В., Кузнецов И.В.
Севмашвтуз, филиал САФУ, г. Северодвинск

Известные трехфазные мостовые полупроводниковые выпрямители, применяемые в автономных электроустановках, при глубоком регулировании характеризуются низким качеством выпрямленного напряжения и значительным влиянием на питающую сеть.

С целью устранения этих недостатков было предложено усовершенствовать силовую схему выпрямительных агрегатов, заменив трансформаторы с пульсирующими магнитными полями (ТПМП) на трансформаторы с вращающимися магнитными полями (ТВМП), обладающими полной геометрической, электрической и магнитной симметрией, что позволило улучшить электромагнитную совместимость управляемых выпрямителей (УВ) с питающей сетью и нагрузкой.

Экспериментальное исследование УВ с ТВМП, изготовленного в рамках ФЦП «Развитие гражданской морской техники» на 2009-2016 гг., мощностью 4,0 кВт показало, что применение классического синхронного способа управления силовыми ключами (СКл) коммутатора не исключает разрывы первого рода в кривой выпрямленного напряжения, что потребовало разработки принципиально нового ступенчато-хордового алгоритма и способа управления СКл, позволяющего исключить разрывы первого рода в кривой выпрямленного напряжения.

В ходе работы были решены следующие задачи:

- разработан и проанализирован новый алгоритм управления СКл;
- рассмотрены изменения силовой схемы выпрямительного агрегата, необходимые для реализации нового алгоритма управления;
- разработаны схемотехнические модели УВ, позволяющие оценить влияние преобразователя на питающую сеть и нагрузку.

Анализ полученных результатов позволяет сделать следующие выводы:

- использование ступенчато-хордового алгоритма управления СКЛ силового коммутатора позволяет улучшить качество выпрямленного напряжения, в частности снизить коэффициент пульсаций, на большей части диапазона регулирования по сравнению с синхронным фазовым регулированием, преимущество возрастает по мере увеличения глубины регулирования;

- использование ступенчато-хордового алгоритма управления СКЛ силового коммутатора позволяет увеличить возможный диапазон регулирования без возникновения разрывов первого рода в кривой выпрямленного напряжения.

На ступенчато-хордовый алгоритм управления выпрямителем получен патент РФ.

Step-chordal rectifier control algorithm constructed on the basis of a transformer with a rotating magnetic field

Cherevko A.I., Platonenkov C.V., Sakovich I.A., Kuzmin I.Yu., Muzyka M.M., Limonnikova E.V., Dushkin Yu.V., Kuznetsov I.V.
Sevmashstuz, branch of NARFU, Severodvinsk

Well known three-phase bridge rectifiers that are used in the autonomous electrical installations with a deep regulation are characterized by low quality of the output voltage and a strong influence on the supply network.

In order to eliminate these disadvantages it was proposed to improve the power core of rectifier units by replacement of the transformer with pulsating magnetic fields (TPMF) on transformers with rotating magnetic fields (TRMF). The last have full geometric, electric and magnetic symmetry, which provides superior electromagnetic compatibility of the controlled rectifiers to the subtransmission network and load.

Experimental study of the controlled rectifier with TRMF made under the Federal Program «Development of civil marine equipment» in 2009-2016 to provide power of 4,0 kW has shown that using of the classical method of controlling the synchronous power switches does not preclude the discontinuities in the curve of the rectified voltage that required the development of a fundamentally new step-chordal algorithm and method of controlling the power switches that eliminates discontinuities in the curve of the rectified voltage.

During the research campaign the following problems were solved:

- a new algorithm of power switches to be operated was developed and analyzed;
- the changes in the power core of the rectifier unit that are necessary to fulfill in the course of implementation new control algorithm were examined;

- several schematic models of the rectifiers have been developed to assess the impact of the rectifier to the mains supply and the load.

Analysis of the results leads to the following conclusions:

- using a step-chordal algorithm for controlling the power switches allows to improve the quality of the output voltage, in particular, to decrease the ripple factor, the greater part of the control range as compared to the phase control; this advantage grows more significant with wider depth control;

- using a step-chordal algorithm for controlling the power switches allows to spread the possible range of adjustment without causing discontinuities in the curve of the rectified voltage.

Received a patent on the step-chordal rectifier control algorithm.

Отказоустойчивый самосинхронный индикатор на основе самосинхронного базисного элемента

Плотникова А.Ю.

ПНИПУ, г. Пермь

Задача развития отечественной элементной базы является крайне актуальной, особенно в современных политических реалиях. Больше всего это касается систем управления критического применения таких как: аэрокосмическая область, военная промышленность, системы управления атомными электростанциями. Одним из перспективных направлений создания элементной базы для таких систем является самосинхронная схмотехника. Использование самосинхронных схем преимущественной благодаря их отказоустойчивости, быстродействию, работе на сверхнизком напряжении питания, что наиболее актуально для бортовых систем. Важную роль в самосинхронных схемах играет индикатор сигнала, он определяет состояния схемы, которые равны DATA1, DATA0 или состояние NULL. Объектом исследования выбран индикатор, который входит в состав строго самосинхронного функционально полного толерантного элемента (ФПТ). В данной схеме индикатор сигнала реализован на основе логических элементов – 2И-НЕ и НЕ. В исходном варианте элемент 2И-НЕ служит для определения состояния NULL, а инвертор служит для включения индикатора в общую схему, но у такого индикатора низкая отказоустойчивость, при отказе любого одного транзистора, вся схема выходит из строя. Таким образом, необходимо улучшить свойства индикаторов сигнала. Поэтому предложены и исследованы две модели индикаторов, основанные на самосинхронном базисном элементе реализующем логику 2ИЛИ-2И-НЕ и 2ИЛИ-4И-НЕ, при этом принципиально важно сохранить исходную логику индикатора, чтобы не нарушить принцип работы исходной схемы. Ясно, что в схему вносится избыточность на вентиляльном уровне,

но при этом увеличивается вероятность безотказной работы и появляется возможность парирования всех однократных отказов. Самосинхронный базисный элемент сохраняет свою работоспособность при однократных отказах, это значит, что устройство будет работать, что важно при использовании устройств в критических системах управления, о которых говорилось ранее. В результате исследования, получено две модели индикаторов сигнала, которые обладают отказоустойчивостью, низким энергопотреблением, большим временем наработки на отказ индикатора по сравнению с их исходным аналогом.

Fault-tolerant self-timed indicator based on self-timed basic element

Plotnikova A.Yu.

PNRPU, Perm

The task of the domestic element base development is extremely important, especially given the current political situation. Most of all, it relates to the critical control systems such as aerospace industry, military industry, control systems of the nuclear power plants. One of the perspectives for creation of the components for such systems is a self-timed circuitry. It is better to use the self-timed circuits thanks to their fault tolerance, running speed, extra low voltage operation that is most relevant to the airborne systems. The signal indicator plays an important role in the self-timed circuits, because it specifies the circuit states, which are equal to DATA1, DATA0 or NULL state. The study subject is the indicator, which forms part of the strictly self-timed functionally complete tolerant element (FCT). In this scheme, the signal indicator is implemented on the basis of the logical elements 2AND-NOT and NOT. In the original version, the 2AND-NOT element is used to determine the NULL state, and the inverter activates the indicator in the General scheme, but such indicator has a low fault tolerance, i.e. if any transistor fails, the whole scheme fails. Thus, it is necessary to improve the properties of the signal indicators. Therefore, two indicator models are proposed and investigated. They are based on the self-timed basic element implementing the logic 2OR-2AND- NOT and 2OR-4AND- NOT. Here it is important to save the original indicator logic so as not to violate the operation principle of the original scheme. It is clear that the redundancy appears in the scheme on the switch level, but it increases the fault tolerance probability and protects against all single failures. The self-timed basis element remains functional during single failures, it means that the device will operate, which is important when using devices for the above-mentioned critical control systems. As a study result, we have got two models of the signal indicators that have fault tolerance, low power consumption, long MTBF as compared to the original indicator.

К задаче гарантированного оценивания состояния и возмущений динамических систем

Ширяев В.И., Подивилова Е.О.
ЮУрГУ, г. Челябинск

Решается задача гарантированного оценивания вектора состояния динамической системы, когда отсутствует статистическая информация о начальном состоянии, возмущениях и помехах, действующих на систему, но известны множества их значений (Schweppe F.C., 1968; Куржанский А.Б., Кац И.Я., 1978; Кунцевич В.М., 1977; Черноусько Ф.Л., 1988; Бакан Г.М., 1987). Гарантированное оценивание заключается в построении информационных множеств, которые гарантированно содержат истинное значение вектора состояния. Существуют и вероятностные подходы для построения доверительных областей (например, на основе оценок фильтра Калмана), но в этом случае не гарантируется принадлежность истинного состояния полученному множеству. Построение информационного множества требует выполнения таких операций над множествами, как сумма Минковского, пересечение множеств, линейное преобразование множеств. Для задач большой размерности возникают проблемы при вычислении информационных множеств в реальном времени. В этом случае применяют различные аппроксимации информационных множеств фигурами канонической формы, например, эллипсоидами, но при этом происходит потеря точности. Дополнительная информация о неизвестных параметрах системы также может способствовать уменьшению вычислительных ресурсов и повышению точности оценивания. Например, в некоторых условиях функционирования системы информация о возмущении может быть доопределена, а не ограничена только множеством возможных значений. Пусть о возмущениях имеется больше априорных сведений и возмущения могут быть представлены в виде разложения по системе базисных функций с неизвестными постоянными коэффициентами (см. например, Петров Б.Н., 1983; Пугачев В.С., 1990; Александров А.Г., 2003).

В работе приведён алгоритм полиэдральной аппроксимации информационных множеств, который позволяет получить множественную оценку вектора состояния динамической системы и оценку коэффициентов в разложении возмущений по системе функций. В процедуре используется неявное задание информационного множества системами линейных неравенств, описывающих многогранные множества возможных значений начального состояния, возмущений и помех, и уравнений, полученных из модели системы. Алгоритм заключается в решении ряда задач линейного программирования и может быть легко запрограммирован. Проведено

сравнение гарантированных оценок в случаях, когда известен вид разложения возмущений, и когда известно только множество возможных значений возмущений. Численные примеры показали, что дополнительная информация позволяет уточнить гарантированные оценки в несколько раз.

To the problem of guaranteed estimation of state and disturbance of dynamical systems

Shiryayev V.I., Podivilova E.O.
SUSU, Chelyabinsk

The article deals with the problem of guaranteed (set-valued) estimation of dynamical system state vector when there is no statistical information about initial state, disturbances and measurement noises but the sets of their possible values are available. (Shweppe F.C., 1968; Kurzhansky A.B., Kats I.Ya., 1978; Kuntsevich V.M., 1977; Chernousko F.L., 1988; Bakan G.M., 1987). Guaranteed estimation consists of construction of feasible sets those are guaranteed to contain real state vector. There are also stochastic approaches for confidence areas construction (for example, using Kalman filter estimates), but in this case there is no guarantee that the real state lies within this region. Feasible set construction involves performing set operations such as Minkowski sum, set intersection, linear transformation. When the state vector dimension is high the problems in feasible sets computing real time occur. In this case different feasible sets approximations with canonical forms, for example ellipsoids, are used, although it causes loss of accuracy. Additional information about unknown system parameters can help to reduce computational cost and improve estimation accuracy. For example, in some operating conditions disturbance can be defined not only with a set of possible values, but with some dynamical model. Let us suppose that there is some prior information about disturbance and it has decomposition as a system of functions with unknown constant coefficients (see for example, Petrov B.N., 1983; Pugachev V.S., 1990; Alexandrov A.G., 2003).

The paper describes feasible set polyhedral approximation algorithm that allows to get set-valued estimates of dynamical system state vector and set-valued estimates of coefficients in disturbance decomposition. The algorithm uses implicit description of feasible sets with linear inequalities system that describes sets of possible values of initial state, disturbances and noises, and linear equations system received from the system model. The algorithm involves solving a row of linear programming problems and can be easily programmed. We performed comparison of guaranteed estimates in the case when the kind of disturbance decomposition is known and in the case when only the set of possible values of disturbances is available. The numerical

examples showed that the additional information about disturbances allows to produce guaranteed estimates by several times more accurate.

Энергоэффективная логика ПЛИС FPGA

Прохоров А.С.
ПНИПУ, г. Пермь

Существующая логика программируемых логических интегральных схем (ПЛИС) в настоящее время по большей части распределена в пространстве - по кристаллу кремния в виде конфигурируемых логических блоков (КЛБ), состоящих из логических элементов (ЛЭ), программируемых локальных и глобальных матриц соединений. Хотя эта логика и занимает относительно небольшой процент площади кристалла по сравнению с памятью, но от неё во многом зависит энергоэффективность всей ПЛИС. В настоящее время вычисление логических (булевых) функций и автоматных отображений в ЛЭ ПЛИС осуществляется аппаратно, что не позволяет в полной мере реализовать энергосберегающие технологии в ПЛИС.

Предлагаются следующие положения концепции «зелёной» логики. Первое из положений – это распределение логики из пространственной во временную область, что влечет за собой снижение энергопотребления за счёт отключения части аппаратуры, если такое отключение возможно. Для этого необходимо многократное использование одного и того же КЛБ в пределах одной загрузки файла конфигурации. Второе – оперативное перераспределение функций между такими новыми КЛБ с целью достижения максимального эффекта снижения энергопотребления, не превышая заданных временных ограничений. Третье положение – оперативная оптимизация каждого конкретного такого перераспределения для данных условий эксплуатации перед загрузкой файла конфигурации в ПЛИС. Четвертое положение – использование элементов с избыточным базисом для борьбы со сбоями при работе на пониженном напряжении питания. И, наконец, создание предлагаемых энергоэффективных программно-аппаратных логических элементов может быть эмулировано в существующие ПЛИС с использованием соответствующих систем проектирования. Но может быть поставлена задача разработки новых архитектур, ориентированных на энергоэффективные применения.

Таким образом, рассмотрена существующая логика ПЛИС, выявлена основная проблема, которая влияет на энергоэффективность всей ПЛИС, предложена концепция «зелёной» логики ПЛИС FPGA и предложены технические решения, обеспечивающие поддержку такого подхода.

Green logic FPGA

Prokhorov A.S.
PNRPU, Perm

Existing FPGA logic is now mostly distributed in space - in a crystal of silicon in the form of configurable logic blocks (CLB), which consist of the logic elements (LE), programmable local and global matrix of connections. Although FPGA logic occupies a relatively small percentage of silicon area as compared with the memory but from its energy efficiency largely depends on of entire FPGA. Currently, the calculation of logic (Boolean) functions and automatic mapping in LE FPGA by hardware, which does not allow to fully realize the energy-saving technology in the FPGA.

The following provisions of the concept of "green" logic. The first of the provisions – the distribution logic from the spatial domain to a temporal-based software that reduces energy consumption by disconnecting parts of the equipment, if such deactivation is possible. To do this you need repeated use of CLB within one load of the configuration file. The second – rapid redistribution of functions between these new CLB to achieve maximum reduction of power consumption without exceeding the given time constraints. The third – operational optimization of each individual of such redistribution for these the operating conditions may in external, senior in the hierarchy systems before loading the configuration file to the FPGA. The fourth – the use of elements with redundant basis to deal with failures when running on lower supply voltage. Finally, the energy efficiency of the proposed creation of software and hardware logic elements may be emulated in existing FPGAs using appropriate design systems. But it may be tasked with the development of new architectures focused on energy-efficient applications.

Thus, review existing FPGA logic, identified the main problems that affect the energy efficiency of the entire FPGA, proposed the concept of "green" logic FPGA and offer technical solutions that support this approach.

Построение кортежей Парето автоматизированных средств контроля систем управления летательных аппаратов

Сафронов В.В., Северов А.А.
КБ Электроприбор, г. Саратов

Автоматизированные средства контроля– важнейшая подсистема авиационного комплекса. Вместе с тем, системный анализ современных автоматизированных средств контроля в полной мере не проводился, что не позволяло осуществить обоснованный выбор эффективных вариантов таких систем по совокупности критериев.

Цель работы – построение упорядоченного множества эффективных вариантов автоматизированных средств контроля (кортежа Парето) и выбор наилучшего по принятой совокупности критериев варианта с целью его дальнейшей реализации.

Для решения задачи предварительно:

- построены морфологические матрицы подсистем автоматизированных средств контроля;
- сформирована совокупность критериев, в состав которой входят многовекторные, векторные компоненты, скалярные критерии.
- выбрано допустимое множество вариантов автоматизированных средств контроля;
- подготовлены исходные данные.

Решена задача выбора наилучшего варианта автоматизированных средств контроля методом гипервекторного ранжирования при использовании в качестве опорного методов «жесткого» ранжирования и анализа иерархий с нелинейной сверткой критериев. Показано, что корректное решение задачи можно получить на основе применения разработанного критерия построения истинных кортежей Парето.

Приведены наилучшие варианты автоматизированных средств контроля для различных случаев задания степеней важности критериев.

Building of Pareto tuples of automated means of monitoring of the aircrafts control systems

Safronov V.V., Severov A.A.

KB Electropribor, Saratov

Automated means of monitoring are the most important subsystem of aviation complex. At the same time, the system analysis of the modern automated means of monitoring has not been carried out in full measure, which has not allowed to make an informed choice of efficient variations of such systems on set of criteria.

The study objective is the building of the ordered set of efficient variations of automated means of monitoring (Pareto tuple) and choosing the best on accepted set of criteria variant for the purpose of further implementation.

In order to solve the problem the following tasks were carried out in advance:

- morphologic matrices of automated means of monitoring subsystems were built;
- the set of criteria was formed which includes multi-vector components, vector components, scalar criteria;
- the admissible set of automated means of monitoring variants was chosen;
- the initial data was prepared.

The problem of choosing the best variant of automated means of monitoring using the method of hyper-vector ranking, as well as “hard” ranking method and hierarchy analysis with non-linear convolution of criteria as reference methods, is solved. It is shown, that the correct problem solution can be obtained by using the developed criterion of building the true Pareto tuples.

The best variants of automated means of monitoring for various cases of specified criteria degrees of importance are presented.

Система поддержки решений для формирования автономной системы энергоснабжения объектов наземной инфраструктуры аэрокосмического комплекса России

Бобронников В.Т., Терещенко Т.С.
МАИ, г. Москва

Целью данной работы является создание макета системы поддержки решений, принимаемых при формировании альтернативных автономных систем энергоснабжения, использующих энергию ветра и Солнца. В настоящее время такие системы получают все большее распространение для обеспечения энергией различных объектов инфраструктуры, находящихся в удаленных районах и не имеющих доступа к централизованной системе подачи электроэнергии, в том числе аэропорты, контрольно-измерительные пункты, центры обработки информации и другие наземные объекты аэрокосмического комплекса.

Основные этапы решения задачи включают:

- Разработку имитационной модели автономной гибридной ветро-солнечно-дизельной системы энергоснабжения (АСЭС), предназначенной для оценки целевых и затратных показателей эффективности системы.
- Разработку математической модели ветра как коррелированного случайного процесса.
- Разработку математической модели облачности (также с учетом существенной негауссовости и коррелированности во времени), являющейся помехой при получении электрической энергии с помощью солнечных батарей.
- Расчет параметров разработанных моделей случайных природных факторов для разных климатических зон на территории России путем статистической обработки результатов многолетних наблюдений на наземных метеостанциях.
- Разработку и исследование алгоритмов оптимизации структуры и параметров компонентов АСЭС, в частности с использованием методов многокритериальной оптимизации.

- Разработку макета компьютерной системы поддержки принимаемых решений (СППР) для формирования АСЭС из существующих компонентов и проведение тестовых расчетов.

Разработанная СППР предназначена для оценки эффективности автономных систем энергоснабжения в заданных условиях, характеризуемых климатическими условиями в месте эксплуатации системы и количеством необходимой потребителю энергии, и выработки рекомендаций по составу и характеристикам таких систем на основе существующих на рынке компонентов.

Работа выполнена при поддержке РФФИ (грант № 14-08-00161).

Decision support system for formation of the autonomous power supply systems objects of ground infrastructure of aerospace complex of Russia

Bobronnikov V.T., Tereshchenko T.S.

MAI, Moscow

The aim of this work is creation of the model of system to support decisions in developing alternative autonomous power supply systems (APSS) using wind and Sun. Currently, such systems are becoming more common to provide of energy of various objects of infrastructure located in remote sites which cannot obtain conventional grid electric power, including airports, control and measuring points, data processing centers and other objects of infrastructure of an aerospace complex.

The main stages of the solution of this task include:

- Development of a simulation model of autonomous hybrid wind-solar-diesel power system, designed to assess target and cost efficiency indicators of the system.
- Development of a mathematical model of the wind as time-correlated random process.
- Development of a mathematical model of cloudiness (also taking into account the significant non-Gaussian and correlation in time), which is a hindrance in obtaining electric energy by using solar cells.
- Calculation of parameters of the developed models of random natural factors for different climatic zones on the territory of Russia by statistical processing of results of long-term observations in ground meteorological stations.
- Development and research of algorithms of optimization of structure and parameters of the APSS components, in particular using methods of multi-criteria optimization.
- Development of model of decision support system (DSS) for formation of APSS from the existing components and conducting test calculations.

The developed DSS is designed to assess efficiency of autonomous systems of power supply in specified conditions characterized by climatic conditions in a place of operation of system and amount of necessary consumer energy, and development of recommendations about structure and characteristics of such systems on the basis of the components existing in the market.

The work was fulfilled with support of Russia Foundation for Basic Researches (grant № 14-08-00161).

Исследование системы управления авиационного средства поражения класса «воздух-поверхность» методами математического моделирования и ее отработка на стендах полунатурного моделирования

Третьяков А.В.

ГосМКБ «Радуга» им. А.Я. Березняка, г. Дубна

Приведены основные результаты исследования системы управления авиационного средства поражения (АСП) класса «воздух-поверхность» методами математического моделирования и результаты ее отработки на стендах полунатурного моделирования.

Исследуется динамика отделения от внутрифюзеляжного катапультного устройства (ВКУ) и выхода АСП из грузового отсека самолета-носителя (СН), в условиях воздействия аэродинамических возмущений от СН. Рассмотрено формирование траектории на участке обгона самолета изделием, на аэробаллистическом участке, наведение в заданную точку (ЗТ) по информации, получаемой от системы конечного наведения, и в режиме инерциальной навигации. Методами полунатурного моделирования обрабатывается реальная аппаратура системы управления (СУ).

Одним из элементов новизны работы является исследование движения АСП в процессе его выхода из отсека СН. Главенствующей задачей на этом этапе является обеспечение безопасности СН от столкновения со стартующим изделием. Разработана методика исследования процесса отделения АСП из отсека СН, применение которой позволяет формировать требования к ВКУ по вертикальной и угловой скоростям в момент разделения с рычагами ВКУ, а при известных параметрах ВКУ – определять область безопасного отделения по высоте и скорости полета СН.

В целях реализации требований, предъявляемых к изделию (применение в широком диапазоне чисел M и высот полета СН), разработано семейство адаптивных траекторий: с одной стороны выводятся тактико-технические характеристики АСП на требуемый современный уровень, с другой учитывающих целей комплекс

технических условий (аэродинамические свойства, прочность конструкции, функционирование узлов и агрегатов) – для этого широко используются возможности современной цифровой бортовой СУ.

Синтез алгоритмов управления осуществлен для статически неустойчивого изделия: проведена проработка законов, оптимизация передаточных чисел в алгоритмах стабилизации и наложение алгоритма «мягкого» переключения коэффициентов (устранены точки разрыва 1-го рода) в законах управления по траектории.

Принятый способ формирования траектории основан на принципе оценки текущего состояния изделия и использования этой информации для формирования такого профиля траектории, при котором максимальным образом используются энергетические и аэродинамические возможности АСП.

Automatic managing system of missile class “air-ground” research by mathematical and hardware-in-the-loop simulation methods

Tretyakov A.V.

Raduga SMBDB, Dubna

We considered the problems of the missile automatic managing system generation. The main goal of this work was automatic managing system of missile class "air-ground" research by mathematical modeling and hardware-in-the-loop simulation methods.

We researched missile start from inner start-up-unit (ISU) of prospects aircraft to influence of aircraft aerodynamic. We constructed several variants of flying trajectory. Trajectories realized chart of going round the aircraft, used aerobalistic chart, the end-point bearings navigation chart. End-point searching realized by bearings information or by inertial navigation method.

Real missile blocks were testing by hardware-in-the-loop simulation methods.

One of the elements of this work news was researching of missile moving out of start unit. The main goal of this task in that stage was aircraft safety guarantee. We provided methodology that includes algorithms, rules and approaches to determine the basic design parameters of a promising ISU. Also we can obtain the start conductions to an existing devise.

Missile effectively tasks demands us to realize several variants of fling trajectories to take into account aerodynamic conditions, stability, parts and units functionality. We were extra using modern digital abilities of automatic managing system.

In the second stage of work we were stabilized aerodynamic unsteady missile configuration by using program stabilization methods.

Special way of trajectory constructing based on present attitude and inertial speed getting analyse, and to explore this parameters for constructing

trajectory in present. It was given to use energetic and aerodynamic missile abilities more effectively.

Разработка сверхпроводниковых электрических машин для полностью электрического самолета

Кобзева И.Н., Ковалёв К.Л., Кулешов М.А., Тулинова Е.Е.
МАИ, г. Москва

Рассмотрено современное состояние и перспективы концепции самолета, оснащенного полностью электрифицированным оборудованием, его преимущества и возможный эффект при реализации этой концепции. Как известно, в настоящее время на самолетах используются три вторичные энергетические системы: система электроснабжения, гидравлическая система, пневматическая система. Такое построение бортовой системы энергоснабжения для перспективных ЛА не является оптимальным. Одним из наиболее перспективных направлений создания конкурентоспособного самолета является переход к концепции самолета с полностью электрифицированным оборудованием. Под полностью электрическим самолетом (ПЭС) понимается самолет с единой централизованной системой электроснабжения, обеспечивающей все энергетические потребности самолета.

В концепцию ПЭС вписывается система, использующая сверхпроводниковые (СП) электродвигатели для привода движителей-вентиляторов. В качестве источника энергии для двигателей предполагается использовать или СП генератор с приводом от ГТУ, работающий в оптимальном режиме на водородном, или керосин-водородном горючем. Такая силовая установка обеспечивает снижение шума, уменьшение загрязняющих выбросов, сокращение взлетно-посадочной полосы. Такой криоплан сочетает в себе ряд современных тенденций в авиастроении:

- использование в качестве топлива жидкого водорода;
- применение турбореактивного привода, совмещающего высокий КПД турбины с возможностью изменения в широких пределах скорости движения самолета;
- применение СП-генераторов и СП-двигателей, позволяющее достигать более высокой мощности, чем у газовых турбин;

Проведен анализ возможного использования криогенных электрических машин в авиации. Приведены результаты аналитических расчетов распределений двумерных магнитных полей в СП машинах, а также параметров СП машин в двигательном и генераторном режимах. Показано, что применение современных СП материалов позволяет достичь значений удельной мощности свыше 10-15 кВт/кг.

Development of superconducting electric machines for all-electric aircraft

Kobzeva I.N., Kovalev K.L., Kuleshov M.F., Tulinova E.E.
MAI, Moscow

The current state and prospects of the concept of the all-electric aircraft and its advantages and possible effect of the implementation are considered. Nowadays three aircraft secondary power systems are used: power system, hydraulic system, pneumatic system. Such architecture of the systems for advanced aircraft is not optimal. One of the most promising areas of the development of future airplane is the transition to the concept of an aircraft with all-electric equipment. The all-electric aircraft (AEP) is the plane with a single centralized power electric supply system, providing all the energy which needs to the aircraft.

The superconducting (SC) electric machines are proposed for the system of AEP. As an energy source can be used SC generator driven by the gas turbine operating in the optimum mode with hydrogen or kerosene-hydrogen fuel. The usage of such SC-generator allows to ensure noise reduction, reduction of pollutant emissions and the reduction of the runway. The SC motors can be used as the drives of the airplane propellers. The conception of AEP allows to realize the following advantages:

- use of liquid hydrogen as a fuel;
- the use of the turbojet drive, combining high efficiency of the turbine;
- the use of SC generators and motors allowing to achieve higher power than the gas turbines.

The analysis of the possible use of cryogenic electrical machines in AEP is given. The results of analytical calculations of two-dimensional magnetic field distributions in the SC electric machines, as well as the parameters of the SC electric machines in motor and generator mode are presented. It is proved that the use of modern SC materials allows to achieve the specific power of the machines above 15 kW / kg.

Исследование возможности расширения диапазона измерения микроопто-электромеханического преобразователя угловых скоростей

Бусурин В.И., Коробков В.В., Фам Ань Туан
МАИ, г. Москва

В последнее время для определения угловых скоростей Ω_z объектов часто используются микро-электромеханические (МЭМС) датчики угловых скоростей, которые выполнены на основе емкостного считывания измерительной информации. Рабочие диапазоны емкостно-

го зазора таких преобразователей составляют до десятков микрон, что требует повышенных напряжений возбуждения $U_{взб}$. Существенными недостатками емкостных МЭМС-датчиков являются возможность пробоя конденсаторов, возникающая при максимальных перемещениях чувствительного элемента и приводящая к выходу из строя таких приборов, и нелинейность функции преобразования, сильно зависящая от глубины модуляции емкостного зазора. Для устранения вышеуказанных недостатков и обеспечения эффективного использования в системах управления предлагается микроопто-электромеханический (МОЭМ) преобразователь угловых скоростей построенного на основе оптического туннелирования [1].

Для обеспечения эффективного использования МОЭМ-преобразователя угловых скоростей в системах управления и инерциальной навигации исследована возможность расширения диапазона измерения, которая может быть реализована несколькими способами.

Расширение диапазона измерения можно обеспечить за счет пропорционального уменьшения амплитуды напряжения возбуждения при увеличении измеряемой угловой скорости Ω_z так, чтобы экстремальные значения рабочего зазора $\Delta d_{экс}$ были постоянными. При реализации данного способа необходимо регулировать напряжение возбуждения $U_{взб}(\Omega_z)$, управляемое по цепи возбуждения.

Для расширения диапазона измерения можно также использовать динамическое управление рабочим зазором. При этом для поддержания постоянных экстремальных значений рабочего зазора при увеличении измеряемой угловой скорости Ω_z применяется регулирование рабочего зазора Δd с помощью напряжения: $\Delta d = f[U_{упр}(\Omega_z)]$. Для реализации такого метода в преобразователе в качестве прокладок, фиксирующих зазор, используются пьезоактуаторы, на которые подается управляющее напряжение $U_{упр}(\Omega_z)$ по цепи обратной связи (ОС). Введение отрицательной ОС с динамическим управлением зазором позволяет существенно расширить диапазон измерения. При этом для получения информации об угловой скорости применим подход к формированию выходных сигналов на основе определения относительной длительности оптического импульса.

Литература

В.И. Бусурин, Б.Г. Горшков, В.В. Коробков. Волоконно-оптические информационно-измерительные системы. Изд: МАИ, Москва, 2012г – 168с.

Research possibility of expanding the measurement range of optical micro-electromechanical angular velocity transducer

Busurin V.I., Korobkov V.V., Pham Anh Tuan
MAI, Moscow

Recently, often used micro-electromechanical (MEMS) angular velocity sensors, which are executed by mean of capacitive sensing of the information measurement for angular velocity Ω_z determining of the objects. Operating range of transducer's capacitive gap is set several tens micrometers, which is required enhanced excitation voltages U_{ext} . The significant disadvantages of capacitive MEMS sensors are possibility to discharge the capacitors, that occurs while the maximum displacement of sensing element and bring to output of such device from layer, and nonlinearity transfer function, which strongly depends on the modulation depth of capacitive gap. Microopto-electromechanical (MOEM) angular velocity transducer based on the optical tunneling is suggested for elimination of the above disadvantages and effective supporting in control systems [1].

Possibility of expanding the measurement range, which can be implemented by several ways, is considered for effective supporting of the MOEM angular velocity transducer in control and inertial navigation systems.

Expanding the measurement range can be supported by reducing excitation voltage amplitude proportionally while increasing measurable angular velocity Ω_z , so that the extreme values of operating gap Δ_{dext} are being constant. While implementing this method excitation voltage $U_{exc}(\Omega_z)$ must be regulated by controlling the excitation circuit.

For expanding the measurement range dynamic control of operating gap can also be used. In this condition operating gap regulation Δ_d is applied by using voltage: $\Delta_d = f[U_{exc}(\Omega_z)]$ to maintain the constant extreme values of the operating gap while increasing measurable angular velocity Ω_z . Piezo actuator, which is controlled $U(\Omega_z)$ by the feedback circuit (OS) is used to implement this method in transducer as spacers, which fixed gap. The insertion of negative feedback with dynamic control of gap, significantly expand the measurement range. In this condition approach of the output signals generation based on relative duration determination of the optical pulse is applied to receive the information of angular velocity.

References

1. V.I. Busurin, B.G. Gorshkov, V.V.Korobkov. Fiber – optical information – measuring systems. Pub: MAI, Moscow, 2012 – 168p.

Коррекция априорного множества помех измерений с помощью алгоритма адаптивной калмановской фильтрации

Ширяев В.И., Хаданович Д.В.

ЮУрГУ, г. Челябинск

Рассматривается алгоритм коррекции множества ошибок измерений для минимаксного фильтра по результатам оценивания состояния системы фильтром Калмана. Алгоритм гарантированного оценивания вектора состояния динамической системы применяется в случае отсутствия статистических характеристик возмущений, действующих на систему, и помех в канале измерения. В результате решения задачи оценивания строится информационное множество, размеры которого во многом определяются априорно заданными множествами, из которых возмущения и ошибки измерений могут принимать любые значения (Schwerpe, 1968; Кац, Куржанский, 1978; Черноушко, 1988; Кунцевич, 2006). При реализации процесса априорно заданное множество ошибок измерений может оказаться слишком большим, например, ошибки измерений в действительности могут реализоваться только из небольшого подмножества. Предлагаемый в работе алгоритм использует идеи адаптации фильтра Калмана для уточнения множества ошибок измерений в минимаксном фильтре, что позволит повысить точность решения задачи оценивания.

Адаптивный подход калмановской фильтрации основан на анализе значений невязки между реализовавшимся измерением и его прогнозным значением (Jazwinski, 1970; Mehra, 1970; Кузовков и др., 1982). Используя значение невязки, получено соотношение для оценки помех в модели наблюдения, которое позволяет, используя уравнения фильтра Калмана, получить вероятностную оценку для границ множества ошибок измерений в минимаксном фильтре. Отметим, что полученному таким образом скорректированному информационному множеству, вектор состояния системы будет принадлежать с заданной вероятностью. Результаты численного эксперимента показали, что адаптивная процедура оценивания множества помех измерений в алгоритме минимаксной фильтрации позволяет улучшить множественные оценки вектора состояния системы.

Correction of priori noises set using the adaptive Kalman filtering algorithm

Shiryayev V.I., Khadanovich D.V.

SUSU, Chelyabinsk

The paper considers noises set correction algorithm for minimax filter based on the estimation results of system state received by Kalman filter. The

guaranteed estimation algorithm of dynamic system state vector is used when statistical characteristics of disturbances and noises are absent. As a result of solving the estimation problem, the information set is built, which sizes are mostly determined by a priori given sets, for each of them disturbances and noises can take all kinds of values (Schweppe, 1968; Kats, Kurzhanski, 1978; Chernousko, 1988; Kuntsevich, 2006). In realization of the process a priori given set of noises can be too large, for example, noises can actually be realized from only small subset. The proposed algorithm uses ideas of adaptive Kalman filtering to refine noises set in the minimax filter which improve the accuracy of estimation problem solving.

The Kalman filtering adaptive approach is based on the residual analysis between the implemented measurement and its forecast value (Jazwinski, 1970; Mehra, 1970; Kuzovkov and oth., 1982). Using the residual value the relation for estimation noise in the observation model is obtained. This relation allows using Kalman filter equations to obtain probabilistic estimate for set frontiers in the minimax filter. It is worth to note that the system state vector will belong to the corrected information set obtained this way with given probability. The results of numerical experiments have shown that adaptive estimation procedure of noises set in the minimax filtering algorithm allows to improve system state vector estimate.

**Новая объектно-ориентированная система имитационного
моделирования для имитационных исследований на основе
дискретных и непрерывно-дискретных моделей**

Хахулин Г.Ф., Монахов С.В., Евсюков А.А., Судаков В.А., Ескин В.И.
МАИ, г. Москва

На кафедре 302 «Автоматизированные системы обработки информации и управления» МАИ создана новая объектно-ориентированная система имитационного моделирования СИМ С#, обладающая существенно более широкими возможностями по сравнению с существующими СИМ при построении и проведении имитационных исследований на основе дискретных и непрерывно-дискретных имитационных моделей.

Выбор в качестве основы СИМ языка программирования С# был определен следующими соображениями. Он является современным, широко используемым, активно развивающимся языком объектно-ориентированного программирования (ООП), позволяющим в полной мере использовать такие механизмы и средства ООП, как: инкапсуляция, наследование, полиморфизм, обобщенное программирование, интерфейсы, поддержка интегрированных сред разработки (IDE), автогенерация кода создаваемой программы на основе определенных ранее классов и др. Кроме того, он поддерживает работу с

событиями, сборку «мусора» при использовании памяти компьютера, и, что особенно важно, является мультиплатформенным.

СИМ С# состоит из следующих тесно взаимодействующих между собой при построении ИМ и проведении имитационных экспериментов (ИМЭ) частей: модулей отладки, вспомогательных средств формализации, источников данных, сбора статистики, выполнения моделирования, графического интерфейса, поддержки многокритериальных решений. СИМ С# поддерживает формирование многоуровневой структуры вложенных друг в друга ИМ, отражающих многоуровневую структуру моделируемой системы. Обеспечивает сочетание возможностей формализации на основе событийного и агрегативного подходов. Всё это является принципиально новым, открывающим существенно более широкие возможности построения ИМ по сравнению с существующими СИМ.

Каждая модель многоуровневой структуры имеет свои параметры, переменные состояния, источники данных, сборщики статистики, что позволяет вести разработку отдельных ИМ многоуровневой структуры параллельно, значительно сокращая время создания ИМ всей моделируемой системы. На это же направлены возможности использования конфигурационных файлов и развитого графического интерфейса, позволяющих при проектировании ИМ, проведении (прерывании и возобновлении) ИМЭ с ней получить всю необходимую информацию о любой ее части.

Работоспособность и эффективность СИМ С# показана на примерах имитационных исследований сложных многоуровневых космических и вычислительных систем.

New object oriented simulation modeling system for simulation researches based on discrete event and continuous/discrete models

Hahulin G.F., Monahov S.V., Evsjukov A.A., Sudakov V.A., Eskin V.I.
MAI, Moscow

MAI's department 302 "Automated systems of information processing and management" created a new object oriented simulation modeling system SIM C#, which provides significantly more capabilities than existing analogues when applied to conducting simulation research based on discrete event and continuous/discrete models.

C# programming language was chosen to be the basis for SIM C# due to the following reasons. C# is a modern, widely used and intensively developing object oriented programming language (OOP). It enables programmers to fully use the mechanisms and tools of OPP such as encapsulation, inheritance, polymorphism, generic programming, interfaces, integrated development environment (IDE) support, code auto generation etc.

In addition, C# supports events, “Garbage collection” for computer memory management. Moreover, C# is a multi-platform language.

SIM C# consists of the following coherent parts: debug module, formalization tools, statistics collection tools, experiment conducting tools, graphical user interface module, multi-criteria decision making tools. SIM C# supports multi-level structure of aggregating one another simulation models. SIM C# provides combination of formalization capabilities of event based and aggregate approaches to modeling. All of that is fundamentally new and providing more capabilities for creating simulation models when compared to existing analogues.

Each model of multi-level structure has its own parameters, state variables, sources of data, statistics collectors. It allows users to develop separate models of multi-level structures independently and parallel, which reduces overall development time greatly. SIM’s support of configuration files and graphical user interface enables user to obtain all required information while conducting an experiment.

SIM’s efficiency is demonstrated by the examples of simulation researches of complex multi-level cosmic and computing systems.

Выбор измерителя навигационной системы мультироторного летательного аппарата

Хорев Т.С.

МАИ, г. Москва

Мультироторные летательные аппараты (МЛА), являются малогабаритными дешевыми средствами для решения большого количества разных задач. МЛА применимы для решения таких задач как: разведка местности; доставка малогабаритных грузов; наблюдение за объектом и.д.р. Рассмотрим задачу навигации МЛА в условиях города, с возможностью ее применения в помещении (в отсутствии сигналов GPS) и на улицах города (зашумленный сигнал GPS). Для решения таких задач применяются навигационные комплексы, включающие в себя алгоритм одновременного позиционирования и построения карты (SLAM). Алгоритм SLAM является важной составляющей комплексного алгоритма, т.к. позволяет на борту МЛА строить локальную карту и определять его положение на ней. Однако для применения алгоритма SLAM требуется измеритель способный предоставлять информацию об окружающем МЛА пространстве. В настоящее время для этих целей часто применяются такие измерители как: видеокамера; сканирующий лазерный дальномер; стереокамера. Однако применение на МЛА предъявляет свои требования к измерителям. Измерители, установленные на МЛА должны быть малогабаритными, легкими и иметь высокую скорость измерений. В

докладе на основе проведенного анализа измерителей для применения их для навигации МЛА и сделан вывод, что для применения на МЛА в условиях города и закрытых помещений целесообразно использовать камеру, стереокамеру по массово-габаритным и информационным требованиям. Так же предлагается использовать магнитометр для построения дополнительной карты.

Selection of measurement device for navigation system of multirotor aerial vehicle

Khorev T.S.
MAI, Moscow

Multirotor aerial vehicle (MAV) is a compact low-cost vehicles to solve a large number of different tasks. MAV are useful for tasks such as exploration areas; delivery of small loads; surveillance e.t.c. Consider the problem of navigation MAV on the streets (noisy GPS signal) and indoor (absence of GPS signal). To solve these problems use simultaneous localization and mapping (SLAM) in the navigation system. SLAM algorithm is an important component of the complex algorithm, as it allows MAV to build a local map and to determine its position on it. However, for the application of the algorithm required a measurement device to provide information about the surrounding space. Currently, to reach these goals often used measurement devices, such as: a video camera; scanning laser range finder; a stereocamera. However, the use onboard of MAV on its demands to the device. Measurement devices that are installed on MAV should be small-sized, lightweight, and have high measurement speed. The report, based on analysis of the measurement devices for their use to navigate MAV and concluded that for use on MAV in urban and indoor advisable to use a camera, a stereo camera for mass and information requirements. Also proposed to use a magnetometer to build additional map using additional SLAM.

Исследование робастной абсолютной устойчивости системы стабилизации летательного аппарата

Целигоров Н.А., Целигорова Е.Н.
Ростовский филиал РТА, ДГТУ, г. Ростов-на-Дону

Анализ современных публикаций показывает, что для выживания в условиях высокоманеврового воздушного противодействия летательному аппарату (ЛА) необходимо выполнять энергичные маневры. Эти маневры связаны с кратковременным выходом ЛА на большие углы атаки и скольжения, что обеспечивает выход на цель для применения авиационных средств поражения. При этом на ЛА будут воздействовать возмущения, состоящие из ограниченного импульсного воздействия и ограниченного постоянно действующего возмущения,

неизвестного по величине из-за условий боевой обстановки. Возмущения подобного рода на ЛА могут привести не только к ошибкам отработки возмущенного движения ЛА в горизонтальной плоскости, но могут вызвать потерю устойчивости самого объекта управления.

Целью данной работы является демонстрация методики исследования робастной абсолютной устойчивости системы стабилизации летательного аппарата. Обычно в задачах исследования динамики ЛА используют «замороженные» значения аэродинамических коэффициентов для каждого режима полета. В тоже время, применение интервальной арифметики дает возможность проводить такие исследования с учетом изменения аэродинамических сил и моментов в некотором диапазоне для объединенных режимов полета.

В работе предлагается графоаналитическая методика исследования управляемого по углу тангажа ЛА, описанного передаточной функцией с интервальными коэффициентами.

На первом этапе исследуется абсолютная устойчивость системы стабилизации ЛА с номинальными коэффициентами. Показано, что линейная импульсная часть (ЛИЧ) системы устойчива, но требуется введение корректирующего фильтра для обеспечения требуемого переходного процесса.

На втором этапе исследуется робастная устойчивость ЛИЧ системы стабилизации путем построения модифицированного корневого годографа замкнутой системы с 16-ю передаточными функциями, полиномы числителей и знаменателей которых являются полиномами Харитонова. Полученное изображение ветвей корневого годографа свидетельствует о выполнении требований робастной устойчивости.

На третьем этапе было проведено моделирование системы стабилизации в программе Simulink, подтвердившее выводы, сделанные при аналитическом исследовании.

Research of robust absolute stability of the system stabilization of the aircraft

Tseligorov N.A., Tseligorova E.N.

Rostov branch of the RCA, DSTU, Rostov-on-Don

An analysis of recent publications show that to survive in the air counter aircraft is necessary to perform strenuous exercises. These maneuvers are associated with short-term yield of the aircraft at large angles of attack and slip, which provides access to the target for the use of air weapons. This will impact on the aircraft disturbance consisting of a limited exposure to pulsed and limited permanent disturbance largest unknown because of the conditions of the combat situation. Disturbances of this kind in the aircraft may lead not

only to errors of working off the aircraft disturbed motion in the horizontal plane, but may cause a loss of stability of the control object.

The aim of this work is to demonstrate the technique of research of robust absolute stability of the stabilization system of the aircraft. Typically in research problems of the dynamics of the aircraft using the “frozen” value of aerodynamic coefficients for each flight mode. At the same time, the use of interval arithmetic makes it possible to carry out such research, taking into account changes in aerodynamic forces and moments within a certain range for the combined flight modes.

The paper proposes a method of graphic-analytical studies managed by the pitch angle aircraft described transfer function with interval coefficients.

At the first stage we study the absolute stability of the system stabilizing the aircraft with nominal gain. It is shown that the linear part of the impulse system is stable, but requires the introduction of a correction filter to provide the desired transition.

In the second stage investigates robust stability the linear part of the impulse stabilization system by constructing a modified root locus of the closed system with 16 transfer functions, the numerator and denominator are polynomials which Kharitonov. The resulting image shows the branches of the root locus on the implementation of the requirements of robust stability.

The third stage was simulated system stabilization program Simulink, which confirmed the conclusions of the analytical study.

Сравнительный анализ параметров и характеристик управляемых выпрямителей, построенных на базе ТВМП, с отечественными выпрямителями

Кузьмин И.Ю., Черевко А.И., Сакович И.А., Платоненков С.В.,
Музыка М.М., Лимонникова Е.В., Душкин Ю.В.
Севмашвуз, филиал САФУ, г. Северодвинск

Применение мощных выпрямителей в автономных электроустановках, где мощности преобразователей соизмеримы с мощностью источников, создает проблемы в части электромагнитной совместимости (ЭМС) преобразователей с питающей сетью и нагрузкой. Одним из перспективных путей решения проблемы ЭМС является способ, основанный на увеличении фазности выпрямления.

Для подтверждения эффективности данного технического направления на предприятии АО «СПО «Арктика» (АО «ОСК») была проведена ОКР, в результате которой были созданы управляемые выпрямители (УВ) на базе трансформатора с вращающимся магнитным полем (ТВМП) мощностью 4 кВт и 12 кВт. Испытания УВ с ТВМП подтвердили их высокие технические характеристики, закладываемые на этапах расчета и проектирования.

Был проведен сравнительный анализ УВ с ТВМП с выпускаемыми отечественными выпрямительными агрегатами, в результате которого было установлено следующее:

- УВ с ТВМП имеют наименьший коэффициент пульсаций выходного напряжения, конкурируя только с выпрямителями, использующими ШИМ;
- УВ с ТВМП имеют самый широкий диапазон плавного регулирования выпрямленного напряжения;
- УВ с ТВМП превосходят практически все рассмотренные выпрямители по КПД;
- УВ с ТВМП превосходят все рассмотренные выпрямители по обобщенному коэффициенту мощности;
- УВ с ТВМП превосходят по энергетическому КПД все рассмотренные выпрямители;
- удельный объем образцов УВ с ТВМП в 1,5...2 раза ниже, чем у сравниваемых выпрямителей, имеющих близкие технические характеристики;
- удельная масса образцов УВ с ТВМП в 1,5...2,5 раза ниже, чем у сравниваемых выпрямителей.

В результате положительного результата выполненной ОКР принято решение о внедрении полученных результатов в производство, а также о продолжении использования энергии вращающихся магнитных полей в процессе разработки и создания автономных инверторов, а на их базе – преобразователей частоты и обратимых преобразователей для автономных электроэнергосистем систем двойного рода тока.

Comparative analysis of parameters and characteristics of the adjustable rectifiers built on TRMF's base with domestic rectifier units

Kuzmin I.Yu., Cherevko A.I., Sakovich I.A., Platonenkov S.V.,
Muzyka M.M., Limonnikova E.V., Dushkin Yu.V.
Sevmashvtuz, branch of the NARFU, Severodvinsk

Application of the powerful rectifier units in autonomous electric installations, which have energy converters' power close enough to energy sources' power, creates several difficulties in the field of electromagnetic compatibility (EMC) semiconductor converters with supply power net and electric load. One of the most promising ways to solve the EMC problem is the way based on increasing number of the phases, which take part in the process of rectifying itself.

In the course of confirming the efficiency mentioned technical solution research-development campaign has been executed with the results of creating adjustable rectifier units (ARU), which are based on the transformer with rotating magnetic field (TRMF), built to process 4 kW and 12 kW

power. Researches took place at JSC «Northern Production Association “Arktika”, which is the branch of the JSC «United Shipbuilding Corporation». Examinations of the created ARU based on TRMF confirmed its superior technical properties, that are to be expected since the part of research campaign related with calculations and initial design.

Comparative analysis ARU based on TRMF with domestic rectifier units has been carried though, which allows to conclude the following:

- ARU based on TRMF have the lowest ripple factor of the rectified voltage comparable with pulse-width modulated (PWM) rectifiers only;
- ARU based on TRMF have the widest diapason of smooth adjusting output rectified voltage;
- efficiency ratio of the ARU based on TRMF is superior to the most of comparable rectifier units;
- generalized power factor of the ARU based on TRMF is superior to all of the comparable rectifier units;
- energetic efficiency ratio of the ARU based on TRMF is superior to all of the comparable rectifier units;
- ARU's based on TRMF volume per power ratio is lower in 1.5...2 times comparing to the rectifier units with similar technical properties;
- ARU's based on TRMF weigh per power ratio is lower in 1.5...2.5 times comparing to the other domestic rectifier units.

Based on success and promising positive result of the carried research-development campaign a decision has been made to apply new-found results into an industry and to proceed to use energy of the rotating magnetic fields in the course of development and creation of the autonomous inverters, and after that frequency converters and reversible converters on inverters' basis to the needs of autonomous electric installations with double current type.

Применение теории инвариантов для решения задач технической диагностики

Чичерова Е.В.

ОАО «Климов», г. Санкт-Петербург

В настоящее время существует множество способов диагностирования технического состояния объекта. В зависимости от режима диагностирования методы делятся на функциональные и тестовые. Функциональное диагностирование проводится в рабочем режиме, когда объект используется по прямому назначению. При тестовом диагностировании на вход объекта подаются специальные тестовые сигналы, и проверка проводится в контрольном режиме. В качестве тестовых сигналов, как правило, используется стандартное входное возмущение в виде скачка, импульса или полигармонического сигнала. Использование таких сигналов позволяет получить

исчерпывающую информацию о динамических свойствах системы, однако имеет ряд недостатков. Например, возмущение в виде скачка и импульса относится к категории «жёстких» воздействий и не всегда допустимо при тестировании чувствительной аппаратуры. Полигармонический сигнал позволяет провести диагностирование объекта в небольшом спектральном диапазоне, т.к. для охвата всего частотного спектра системы требуется, вообще говоря, бесконечное число таких входных сигналов.

Задача поиска оптимального тестового воздействия решается с помощью ганкелевых сингулярных функций – инвариантов динамической системы. Они вычисляются с использованием оператора Ганкеля и описания системы в пространстве состояний. Полученные таким образом функции позволяют получить полную информацию о динамических свойствах объекта и одновременно учесть его индивидуальные свойства. При подаче на вход системы сигналов в виде ганкелевых сингулярных функций, на выходе должны получиться такие же сигналы с точностью до множителя. Сравнивая форму и величину входного и выходного сигнала, можно полностью определить динамические свойства объекта. Для проведения полного тестирования системы требуется конечное число тестовых сигналов. Таким образом, ганкелевы сингулярные функции являются универсальным инструментом для контроля исправности динамической системы.

На практике ганкелевы сингулярные функции можно использовать для диагностики отклонений параметров гидромеханической части системы управления авиационного двигателя от их номинальных значений. Расчёты показали, что при отклонении времени быстрогодействия агрегата дозировки топлива газотурбинного двигателя от нормы, ганкелевы сингулярные функции оказались чувствительны к данному дефекту.

Таким образом, указанные тестовые сигналы позволяют выявлять различные неисправности и тренд параметров гидромеханических агрегатов, не снимая их с двигателя.

Application of the theory of invariants for solving technical diagnostics

Chicherova E.V.

JSC “Klimov”, St. Petersburg

Currently, there are many methods of diagnosing the technical condition of the object. Depending on the diagnosis methods are functional and test. When the object is used for its intended purpose, functional diagnosis in during operation is made. Test diagnosis performed in the control mode, when special test signals are input into the object. As test signals, typically using a standard external disturbance as a step, impulse, or polyharmonic signal. The

use of these signals allows you to get detailed information about the dynamic properties of the system. However, it has several drawbacks. For example, the standard external disturbance as a step or impulse as "hard" factors is classified. This factor is not always acceptable for testing delicate instrumentation. Polyharmonic signal to diagnose the object in a small range of frequencies, because to cover the entire frequency spectrum of the system an infinite number input signals is required.

The problem of finding the optimal test action by Hankel singular functions – invariants of a dynamical system is solved. Hankel singular functions are using the Hankel operator, and description of the system in the state space is calculated. These functions allow you to get complete information on the dynamic properties of an object and take into account their individual properties. When in the system input signals in the form of Hankel singular functions is received, the outputs of the system the same to within a factor should get. Comparing the shape and size of the input and output signals, the dynamic properties of the object can be fully determined. For a complete test system requires a finite number of test signals. Thus Hankel singular functions are a universal tool for monitoring health of a dynamic system.

In practice, Hankel singular functions can be used to diagnose abnormalities of the parameters of hydromechanical control system of an aircraft engine. As shown by calculations that the optimal time deviation of the fuel metering unit gas turbine engine from the norm, Hankel singular functions to this defect were sensitive.

Thus Hankel singular functions allow detection of various faults and parameters trend of hydromechanical units, without removing them from the engine.

Расчет программных управлений для космических кораблей

Шубин А.Б., Александров Е.Г.

ИПУ РАН, г. Москва

Описываются компьютерные программы для расчета программного управления (ПУ), решающего задачи стыковки космических объектов, а также задачи изменения их орбит. Расчет ПУ производится по оригинальной методике с использованием неподвижной прямоугольной системы координат xu с началом в центре притяжения. Методика разработана в Институте проблем управления РАН РФ.

В простейшем случае управление состоит из двух независимых составляющих – тяга вдоль оси x и тяга вдоль оси y . Управление рассчитывается с некоторого нулевого момента времени, в который точно известны все координаты космического корабля (КК) и координаты цели. Известны также алгоритмы расчета на ЦВМ

изменения по времени координат цели или заданной орбиты. С помощью итеративной процедуры рассчитываются две кусочно-постоянные функции управления u_x и u_y на интервале времени $0 \leq t \leq T$, принимающие значения $-1, 0, 1$. При подстановке этих функций управления в уравнения, моделируемые на ЦВМ, все одноименные координаты КК и цели в момент T совпадают.

Алгоритмы расчета ПУ позволяют рассчитывать интервалы управляющего воздействия, существенно отстоящие по времени от конечного момента, в котором все фазовые координаты принимают заданные значения. Так же возможно включение и расчет длительности интервалов нулевого управления для оптимизации каких-то критериев, помимо прихода в заданную точку фазового пространства. Алгоритмы расчета ПУ пригодны для решения задачи сближения объектов на встречных курсах.

При моделировании поведения объектов могут учитываться некоторые технологические особенности объектов, например, постепенное нарастание по времени тяги управления, а также постепенное падение тяги при выключении.

При практической реализации ПУ может использоваться его свойство, допускающее некоторый сдвиг по времени одного управления по отношению к другому.

Две управляющие функции можно сложить как векторы и получить одну функцию управления, но направление такого импульса управления будет принимать несколько фиксированных значений.

Нет принципиальных затруднений при применении алгоритмов расчетов ПУ для случая, когда фазовые координаты КК описываются в трехмерном пространстве x, y, z .

Calculation of program controls for the spacecraft

Shubin A.B., Aleksandrov E.G.

ICS RAS, Moscow

The paper the computer programs for the dock problem computation and task of spacecraft orbit change. Calculation of program control (PC) produced by the original method using a fixed rectangular coordinate system xy with the beginning at the center of attraction. The technique was developed in the V.A. Trapeznikov Institute of Control Sciences of Russian Academy of Sciences

In the simplest case, the control consists of two independent components: the thrust along the x -axis and the thrust along the y -axis. The control is calculated from zero time. At that moment, all the spacecraft (SC) and target coordinates are known accurately. The calculation algorithms of the dynamic the target coordinates or the orbit coordinates are known as well. Two

piecewise-constant control functions u_x and u_y on the time interval $0 \leq t \leq T$ with the values -1, 0, 1 are calculated with the help of an iterative procedure. All of the same spacecraft and target coordinates at the time T coincide after the substitution of these control functions above into the equations.

The calculation algorithms allow to calculate the intervals of the control action, significantly separated in time from the final time moment. At that moment, all phase coordinates have the given values. It is also possible the inclusion and calculation of duration of intervals of the zero control to optimize some criteria, in addition to joining a given point of phase space.

Algorithms for PC calculation are suitable for the solving of the problem of convergence of objects on a collision course.

Some technological features of the objects as a gradual increase in time of traction control and the gradual decline of traction when turning off can be taken into account.

In the practical implementation of program control, the property to be allowed for some time shift of one control to another can be taken into account.

Two control functions can be added as vectors and get one control function. The direction of this impulse control will have some fixed values.

There is no fundamental difficulty in the application of computational algorithms for program control for the case when the phase coordinates of spacecraft are described in three-dimensional space x, y, z .

К вопросу выбора технических средств обучения авиационного персонала гражданской авиации

Колокольников Ф.А.¹, Костомаров Е.С.¹, Теренин С.С.¹, Щербак В.В.¹,
Машкин М.Н.², Романов О.Т.²

¹Корпорация «Иркут»; ²МАИ, г. Москва

Целью данного исследования является выбор технических средств обучения (ТСО), предназначенных для подготовки инженерно-технического персонала (ИТП), входящих в стартовую линейку комплексной системы подготовки персонала (КСПП) по программе МС-21. Рассмотрены типы теоретической и практической подготовки ИТП при переучивании на новый тип воздушных судов гражданской авиации, а также описаны ТСО, применение которых направлено на повышение эффективности и качества обучения при сокращении времени учебной программы. Даются примеры ТСО, применяемых для решения задач обучения ИТП в части практической подготовки зарубежными учебными центрами, упомянуты методические ограничения, налагаемые использованием этих средств.

В результате работы была выбрана стартовая линейка ТСО, для подготовки ИТП, по программе МС-21 ПАО «Корпорация «Иркут».

Дальнейший ход исследования предполагает формирование функционального и технического облика ТСО, входящих в КСПП МС-21.

Civil aviation personnel technical training devices selection

Kolokolnikov F.A.¹, Kostomarov E.S.¹, Terenin S.S.¹, Shcherbak V.V.¹,
Mashkin M.N.², Romanov O.T.²

¹Irkut Corporation; ²MAI, Moscow

The purpose of the study is to select the first maintenance personnel (MP) technical training devices (TTD) which is part of complex personnel training system (CPTS) for MC-21 aircraft. Different types of MP theoretical and practical training for new civil aviation aircrafts were considered. TTD that allow to improve learning quality and efficiency and reduce training time has been described. TTD examples which can be used for MP practical training in foreign training centers were determined and methodical limitations for such systems were mentioned.

As result of the work MP TTD starting lineup for MC-21 aircraft was chosen. Future study predicts to choose functional and technical appearance of TTD included in CPTS for MC-21 aircraft.

Широтно импульсная модуляция выходного напряжения многофазного инвертора с синусоидальной аппроксимацией включения ячеек

Щетинин В.Е.

МАИ, г. Москва

Целью данной работы являлось моделирование ШИМ многофазного инвертора полученного с помощью различных алгоритмов формирования ступенчатого напряжения с синусоидальной аппроксимацией включения ячеек.

Метод ШИМ является одним из наиболее эффективных способов модуляции, с точки зрения улучшения качества выходного напряжения инвертора. Применение принципа многофазности позволяет приблизить аппроксимированный сигнал к синусоидальной форме и улучшить качество выходного напряжения и снизить массогабаритные показатели фильтров.

Рассмотрено моделирование ШИМ трех алгоритмов получения ступенчатого аппроксимированного напряжения.

В качестве первого алгоритма выбран вариант с равномерным смещением моментов включения ячеек инвертора. Данный вариант формирования ступенчатого напряжения прост в реализации и не требует сложных вычислений, но при увеличении числа ячеек форма

сигнала стремится к треугольной, соответственно, результаты моделирования становятся не приемлемыми уже при ранних итерациях.

Вторым вариантом выбран вариант приближения выходного сигнала к трапециевидной форме, данный метод также прост в вычислениях и выходной сигнал получается лучшей формы при большем числе ячеек многофазного инвертора в сравнении с предыдущим методом. Известно, что оптимальным углом наклона боковой стороны в 60° .

Последний из рассмотренных методов формирования напряжения является алгоритм собственной разработки, позволяющий получить выходное ступенчатое напряжение, приближенное к синусоидальной форме. Данный алгоритм основан на аппроксимации выходного напряжения к синусоидальному опорному сигналу с учетом равномерной нагрузки всех ячеек. Так как выходное ступенчатое напряжение стремится к непосредственно синусоидальному сигналу, увеличение числа ячеек ведет к улучшению выходного сигнала.

Приведены сравнительные характеристики выходных сигналов всех трех алгоритмов формирования при регулировании выходного напряжения с применением ШИМ.

Pulse width modulation of the output voltage of multi-phase inverter with sinusoidal approximation switching cells

Schetinin V.E.
MAI, Moscow

The aim of this work is modeling of multi-phase PWM inverter obtained using different algorithms of formation of a stepped approximation of a sinusoidal voltage switching cells.

PWM method is one of the most efficient modulation techniques, from the viewpoint of improving the quality of the output voltage of the inverter. Applying the principle of multi-phase allows to approach approximated sinusoidal signal and improve the quality of the output voltage and to reduce the weight and size parameters of filters.

The modeling of the PWM of three algorithms obtaining the approximated stepped voltage was considered.

The first algorithm is chosen with uniform time shift switching inverter cells. This variant of forming step voltage is simple to implement and does not require complicated calculations but with an increasing number of cells approaches to a triangular signal, respectively, simulation results are not acceptable even at early iterations.

The second option is chosen with approximation of the output signal to a trapezoidal shape, this method is also easy to calculate and the output voltage gets the best shape with a larger number of cells of a multi-phase inverter as

compared with the previous method. It is known that the optimal angle of inclination of a side is 60° .

The last of the discussed methods of formation voltage is proprietary algorithm that allows to get the output stepped voltage closer to the sinusoidal shape. This algorithm is based on an approximation of the sinusoidal reference signal to given output voltage, considering uniform load all the cells. As the output stepped voltage approaches to sinusoidal signal directly, increasing the number of cells leads to improvement of the output signal.

Comparative characteristics of the output signals of all three algorithms of forming the regulated output voltage using PWM.

5. Информационно-телекоммуникационные технологии авиационных, ракетных и космических систем

5. Information and Telecommunication Technologies of the Aviation, Rocket and Space Systems

Спектральная эффективность каналов ретрансляции системы сотовой связи с переносом ёмкости

Борисов Ю.Ю.

МАИ, г. Москва

Система сотовой связи с переносом ёмкости значительно снижает капитальные и эксплуатационные затраты на радиосеть, предполагая изменения топологии сотовой сети и структуры сайтов, но не требуя при этом изменений в стандартах сотовой связи. Таким образом, повышая экономическую эффективность предоставления услуг высокоскоростного доступа, система ориентирована на решение проблем повсеместного распространения современных информационно-коммуникационных технологий, в частности, в регионах с низким потенциальным доходом операторов, таких как малонаселённые районы и транспортные магистрали.

Сокращение капитальных и операционных затрат в 2–3 раза, при эквивалентной зоне покрытия и ёмкости сети, является лишь одним из многих преимуществ системы сотовой связи с переносом ёмкости перед стандартными решениями. Исключение традиционных межсайтовых каналов связи, таких как радиорелейные (РРЛ) или оптоволоконные линии, и их замена каналами ретрансляции дополнительно снижает затраты на участок сети, изменяет спектральную эффективность системы в целом. При этом повышение спектральной и энергетической эффективности является необходимым условием дальнейшего развития систем сотовой связи.

Настоящая работа посвящена вопросу оценки спектральной эффективности каналов ретрансляции системы сотовой связи с переносом ёмкости и её сравнению со спектральной эффективностью РРЛ, используемых для соединения сетевых элементов радиоподсистем сотовой связи. В работе проведено определение спектральной эффективности радиотехнологий сотовой связи и РРЛ для условий передачи малого и среднего трафика, с учётом значительной удалённости базовых станций друг от друга, что соответствует типовым

условиям применения систем сотовой связи с переносом ёмкости. Рассмотрены варианты частотного планирования межсайтовых каналов связи для участков сетей построенных на РПЛ с частотным дуплексом, а также для каналов ретрансляции систем сотовой связи с переносом ёмкости. Определено отношение полосы частот каналов ретрансляции системы сотовой связи с переносом ёмкости к полосе частот РПЛ при тех же условиях.

Выигрыш в полосе частот каналов ретрансляции системы с переносом ёмкости, по сравнению с применением РПЛ, для GSM/EDGE составил 2–6 раз, а для UMTS/HSPA+ и LTE FDD – 1,3–1,9 раза. Поскольку и стандартная система сотовой связи с РПЛ и система сотовой связи с переносом ёмкости обеспечивают равные ёмкость и зону покрытия, то определенный выше выигрыш в полосе частот можно трактовать как выигрыш в спектральной эффективности системы с переносом ёмкости относительно системы с РПЛ.

Spectral efficiency of the relay channels of the cellular communications system with capacity transfer

Borisov Y. Y.
MAI, Moscow

The cellular communications system with capacity transfer considerably reduces the capital and operating expenditures on a radio access network, assuming changes of a cellular network topology while not requiring changes to the cellular communications standards. Thus increasing economic efficiency of high speed access services provision, the system is oriented on solving problems of ubiquitous penetration of state-of-the-art information and communication technologies, in particular in regions with low potential operator revenue, such as sparsely populated areas and transport arteries.

Reduction of capital and operational expenditures by 2–3 times, while preserving an equivalent coverage and capacity, is only one of the many advantages of the cellular communications system with capacity transfer over the standard solutions. Elimination of the traditional intersite communication channels, as microwave (ML) or fiber optic links, and their replacement with the relay channels, additionally reduce expenditures on network segment, change spectral efficiency of the system as a whole. Meanwhile an increase of spectral and energy efficiency is a necessary condition for future development of the cellular communications systems.

The present work is devoted to the question of evaluation of spectral efficiency of the relay channels of the cellular communications system with capacity transfer and its comparison with spectral efficiency of the ML, which are used for connection of the network elements of the cellular communications radio subsystems. In the work the cellular communications

radio technologies and the ML spectral efficiencies were evaluated for the conditions of low and medium data traffic, taking into account a significant base station spacing, which corresponds to typical use conditions of the cellular communications system with capacity transfer. Variants of the frequency planning of an inter site communication channels were examined for the network segments built on the frequency duplex ML and for the relay channels of the cellular communications system with capacity transfer. The ratio of the relay channels bandwidth of the cellular communications system with capacity transfer to the ML bandwidth was evaluated for the same conditions.

The bandwidth gain of the relay channels of the communications system with capacity transfer, in comparison to the ML, amounts to 2–6 times for GSM/EDGE and 1,3–1,9 times for UMTS/HSPA+ and LTE FDD. Since both the standard cellular communications system with ML and the cellular communications system with capacity transfer provide the equal capacity and coverage, the above defined bandwidth gain can be treated as a spectral efficiency gain of the cellular communications system with capacity transfer over the system with the ML.

Устройства сопряжения приемопередающего модуля с излучающими элементами АФАР X-диапазона

Багно Д.В., Зайкин А.Е., Бронников Д.В.
МАИ, г. Москва

При использовании в современной АФАР X-диапазона излучающего элемента в виде открытого конца прямоугольного металлического волновода, обладающего рядом преимуществ перед излучателями других типов, требуются технические решения, обеспечивающие его подключение к приемопередающему модулю (ППМ). В современных ППМ СВЧ-выход выполняется в виде отрезка микрополосковой линии передачи или коаксиальной контактной площадки. Для подключения волноводного излучателя к таким ППМ разрабатываются совместимые по технологии устройства сопряжения – полосково-волноводные переходы (ПВП) и коаксиально-волноводные переходы (КВП). Продолжающееся развитие таких переходов стимулируется ужесточением технических требований, совершенствованием технологий производства и средств электродинамического моделирования.

Совместно с перспективными ППМ, выполненными по технологии низкотемпературной совместно спекаемой керамики (ЛТСС), для возбуждения волноводного излучателя целесообразно использовать технику волноводов, интегрированных в основание печатной платы (SIW-волновод). На основе SIW-волноводов разработаны

электродинамические модели следующих устройств сопряжения и проведён анализ их радиотехнических характеристик: продольного ПВП с расширяющейся полосковой линией, ступенчатого ПВП, апертурно связанного ПВП с щелями различной формы, поперечных КВП зондового типа различных конфигураций, короткозамкнутого КВП с трансформирующим участком копланарной линии, короткозамкнутого КВП с продольной металлизированной выемкой. Расчет характеристик каждой модели был выполнен методами FDTD и FEM, причем результаты сравнивались между собой для контроля достоверности. Для оптимизации параметров моделей использовались генетический алгоритм и симплекс-метод Нелдера-Мида.

Для прижимного соединения ППМ и КВП рассмотрен групповой СВЧ-соединитель на основе упругих микроконтактов, обеспечивающий удобство сборки и разборки системы излучения. Применение такого соединителя позволяет исключить паяные, сварные и аналогичные соединения, требующие нагрева и механического воздействия на проводники ППМ.

Transition devices for coupling of transmit-recvie module and radiating elements in X-band AESA

Bagno D.V., Zaikin A.E., Bronnikov D.V.

MAI, Moscow

This report discusses solutions of coupling of modern X-band AESA transmit-recvie module (TRM), which is based on low-temperature co-fired ceramics (LTCC) technology, to rectangular waveguide-based radiating element. To realize that, electromagnetic models of stripline-to-waveguide transitions, and coaxial-to-waveguide transitions are elaborated and studied using both FDTD and FEM numerical modeling.

Models of tapered microstrip-to-waveguide transition, stairwell in-line stripline-to-waveguide transition, U-slot and V-slot aperture coupled microstrip-to-waveguide transition, coaxial-to-waveguide transition with coplanar impedance transformer and transversal coaxial-to-waveguide transition with longitudinal copper-clad groove in PCB substrate are considered.

The design is aimed to substrate integrated waveguides technology (SIW) and technology of elastic microcontacts. Squeezing multipin RF connector forms the transition segment of quasicoaxial line, which provides electrical contact by pressing elastic wires to the ring pads of TRM and coaxial-to-waveguide transition.

Математическая модель операционной системы реального времени для бортовых РЭС

Гореликов Л.Ф., Телешов А.В.
МАИ, г. Москва

Целью данной работы являлось создание математической модели операционной системы реального времени (ММ ОСРВ) для бортовых РЭС (БРЭС), предназначенной для количественной оценки времени выполнения прикладного программного обеспечения (ППО) на ресурсах бортовой цифровой вычислительной машины (БЦВМ) под управлением ОСРВ.

В качестве математического аппарата для разработки ММ ОСРВ использовались временные сети Петри (ВСП). Для решения данной задачи вышеуказанный математический аппарат был выбран ввиду одной важной его особенности – возможности строго детерминированного временного анализа динамических систем. Исходными данными решаемой задачи являются алгоритм работы планировщика ОСРВ и аппаратная платформа БЦВМ. Построение графа сети Петри осуществлялось путём перехода от алгоритма работы планировщика ОСРВ к его представлению в виде двудольного ориентированного мультиграфа. Для преобразования полученной сети Петри в ВСП всем её переходам назначены определённые веса, соответствующие их временам срабатывания. Времена срабатывания переходов, в свою очередь, зависят от аппаратной части БЦВМ. Вышеуказанные времена определялись по откорректированным формулам расчета необходимых аппаратных ресурсов для выполнения программ.

Таким образом, в результате выполнения данной работы решены следующие задачи:

- Произведен выбор математического аппарата моделирования ОСРВ;
- Разработана ММ ОСРВ для БРЭС;
- Проведен анализ разработанной ММ на основные статические и динамические свойства ВСП;
- Предложена концепция оценки временных характеристик ППО на ресурсах БЦВМ под управлением ОСРВ.
- Результатом выполненной работы является разработанная ММ ОСРВ для БРЭС в виде ВСП, а также концепция оценки временных характеристик ППО на ресурсах БЦВМ под управлением ОСРВ.

A mathematical model of embedded RTOS

Gorelikov L.F., Teleshov A.V.
MAI, Moscow

The main goal is to create a mathematical model of embedded RTOS, which uses for quantity estimation time characteristic of application software on onboard digital computer recourses.

Time net Petri is used as a mathematical method for the mathematical model of embedded RTOS. This mathematical method was chosen because of its important feature - the possibility of a strictly deterministic temporal analysis of dynamic systems. Initial data are the algorithm of the scheduler and hardware of an onboard digital computer. To plot a graph of a Petri's net, the algorithm of the scheduler is replaced of its representation in a directed bipartite multigraph. To convert obtained Petri's net to the time net Petri, all Petri's net transitions was set certain weights, which matches their actuating time. Actuating times of transitions depend on hardware of the onboard digital computer. These times are defined by corrected formulas of calculation of the required hardware resources to programs running.

Thus, as a result of this work the following tasks have been solved:

- The mathematical method for the mathematical model of embedded RTOS has been chosen
- The mathematical model for the onboard digital computer has been created
- Analysis of the mathematical model on main static and dynamic properties
- The concept of estimation time characteristic of application software on onboard digital computer recourses has been suggested

As a result the mathematical model in the form the time net Petri and the concept of estimation time characteristic of application software on onboard digital computer recourses has been developed

Аналитический подход к построению диаграмм помех слепых дальностей и надирных отражений для космических РСА

Булыгин М.Л., Орлов В.П.
МАИ, г. Москва

Одним из основных видов помех визированию из космоса при радиолокационном синтезировании апертуры (РСА) являются «слепые» дальности и надирные (альтиметровые) отражения. Данные эффекты являются следствием использования периодических зондирующих сигналов в радиолокаторах с одной приемо-передающей антенной.

Влияние слепых зон и надирных помех в момент приема эхо-сигнала можно исключить путем корректного выбора периода повторения

зондирующих импульсов. Интервалы прихода эхо-сигнала и моменты возникновения помеховых факторов определяются геометрией визирования: наклонными дальностями, высотой орбиты, рельефом местности. Наглядно интерпретировать помеховую обстановку в интересующей области пространства можно путем построения диаграмм помех.

В зарубежной литературе часто встречается подход итерационному методу расчета таких диаграмм в координатах частота (период) повторения зондирующих импульсов – горизонтальная дальность. Это удобно, поскольку данная диаграмма привязана к Земной поверхности, вдоль которой отсчитывается горизонтальная дальность.

Однако, построение таких диаграмм в зависимости от наклонных дальностей представляется более информативным с точки зрения анализа природы возникновения данных видов помех. В виду линейной зависимости наклонных дальностей и периодов повторений для точек, принадлежащих границе одной помеховой зоны, появляется возможность описать данные зависимости линейными соотношениями.

Выведенные соотношения позволяют рассчитать положения границ на диаграмме, не прибегая к итерационному подходу. Это предоставляет возможность к более быстрому анализу помеховой обстановки при заданных условиях визирования в РСА, а так же позволяет использовать данные соотношения в алгоритмах расчета рабочих периодов повторения (в том числе и бортовых).

Учет в представленных соотношениях рельефа местности позволяет проводить анализ помех в условиях изменения высоты рельефа (в том числе случайного). Например, это может быть актуально при съемке протяжённых маршрутов, когда высота рельефа может меняться в широких пределах, или в условиях, когда параметры визирования задаются с ограниченной точностью.

An analytical approach to eclipsing and nadir return timing calculation for spaceborne SAR

Bulygin M.L.
MAI, Moscow

One of basic type of interferences in spaceborne SAR are blind zones (eclipsing) and nadir returns. These effects are due to using of pulse signals in SAR with one transceiver antenna.

Influence of blind zones and nadir returns on echo-signal can be excluded using appropriate algorithm of PFR calculation. Echo-signal return intervals and moments of appearance of interference factors are determined by geometry of side looking: slant range, orbit high, relief high. Interference

diagram (timing) allows visually interpret the interference situation in the region of interest.

Common approach in literature is iterative method of calculation of such diagrams in coordinates PRF - horizontal range. This is convenient, because this diagram is linked to the Earth's surface, which is measured along the horizontal range.

However, the construction of such diagrams depending on the slant range is more informative in terms the nature of occurrence of these interferences analysis. Since the slant range and the repetition period for the points belonging to the boundary of a zones of interference has the linear dependence, it is possible to describe these dependences in linear relations.

Derived relations allow to calculate the position of the boundaries on the diagram, without the iterative approach. This enables to calculate the diagram of SAR interference situation at the given viewing conditions in SAR more rapidly and allows to use this dependencies in PRF calculating algorithms (including onboard algorithms).

Consideration of relief high in presented algorithms allows to analyze interferences under conditions of relief high variation (including random). For example this can be important in spotlight or scan SAR modes, when, relief high can vary within wide limits or when viewing parameters are set with limited accuracy.

Частотно-селективные структуры для контроля диаграммы обратного рассеяния линейной АФАР L диапазона

Волков А.П., Гринев А.Ю., Измайлов А.А.
МАИ, г. Москва

Известно, что радиолокационная заметность планера определяется в основном его сильно отражающими элементами: воздухозаборниками двигателей, фюзеляжем, крыльями и др. Антенны, в частности АФАР, относятся к таким сильно отражающим элементам. Зависимость моностатической характеристики рассеяния (при условии совпадения направлений от рассеивателя на источник зондирующего сигнала и на точку наблюдения) от угловых координат называют диаграммой обратного рассеяния (ДОР). Рассеянное поле антенной системы определяется следующими составляющими: антенной (резонансная, модовая), терминальной и структурной. Вне рабочего диапазона рассеянное поле антенны обусловлено, как правило, структурной составляющей.

Выявлены особенности ДОР антенных решёток L-диапазона, заключающиеся в возникновении лепестков рассеянного поля с максимумами в направлении обратном зондирующему полю локатора X диапазона (так называемые брэгговские лепестки). Возникающие

лепестки резко увеличивают заметность планера и являются неприемлемыми. Представлены результаты моделирования ДОР линейной АФАР L-диапазона, размещаемой в отклоняемом носке крыла, при облучении плоской волной в полосе частот X-диапазона. В качестве широкополосного элемента АФАР L-диапазона выбрана одна из модификаций неоднородного металлодиэлектрического излучателя (МНИ), состоящего из металлического основания и металлического экрана, внутри которых установлена трехслойная печатная плата.

Анализируется применение частотно-селективных структур (ЧСС) для снижения величины брэгговских лепестков. На первом этапе для контроля ДОР АР в X-диапазоне разработана полосно-заграждающая ЧСС на основе печатных кольцевых элементов с рабочей полосой 8.0 – 12.0 ГГц. При размещении ЧСС на диэлектрической диафрагме над апертурой АФАР происходит только частичное подавление брэгговских лепестков на 8 – 12 дБ в полосе рабочих частот 8-12 ГГц. При расположении ЧСС на внутренней стороне обтекателя происходит эффективное подавление дифракционных лепестков на 15 – 20 дБ в полосе 8.0 – 10.5 ГГц. Для увеличения полосы частот контроля ДОР осуществлен переход к двухслойной каскадной плоской ЧСС, что позволило подавить брэгговские лепестков на 5 – 8 дБ в полосе частот 8 – 22 ГГц. А также, к двухрезонансной ЧСС, расположенной на внутренней стороне обтекателя (подавление брэгговские лепестков на 10 – 15 дБ в полосе частот 8 – 12 и 16 – 18 ГГц). Проведенные исследования позволяют существенно понизить заметность планера с АФАР L диапазона.

Back-scattering diagram control from L band active phased array using of frequency selective structures

Volkov A.P., Grinev A.Yu., Izmaylov A.A.
MAI, Moscow

Radar visibility is determined by strongly reflecting components: an air inlet, a hull, wings, etc. The antennas and array are such components. The back-scattering pattern (BSP) is a function of the monostatic scattering performance (radar transmitter and receiver co-locate) versus angular coordinates. For the analysis of the scattering field's structure the following modes are emphasized: antenna resonant mode scattering, antenna terminal mode scattering, structural mode scattering. Antenna resonant mode scattering is directly a function of the currents on the antenna. The scattering from the antenna resonant mode is proportional to the gain and pattern of the antenna. Antenna terminal mode scattering is a function of how the antenna is terminated or loaded. Structural mode scattering is caused by discontinuities,

impedance mismatch, material boundaries. Out of working band the scattering field is defined by the structural mode.

BSP features for L-band antenna arrays are caused by lobes of scattering field with maximal reflection in back direction (Bragg lobes) are shown. Bragg scattering specifics is studied using L-band in-line dipole array model, especially focusing on Bragg lobes. Results of the back-scattering pattern (BSP) numerical calculation are presented for in-line L-band active electrically steerable array for the case of X-band sounding. The antenna system arranged inside of controlled slat of leading edge of aircraft's wing. Vivaldi radiator is selected as broad-band L-band radiator. The radiator is composed of ground plane and metal screen inside that three-layer printed circuit board is placed. BSP by FDTD method is calculated. The counts of radiators are limited by 8 radiators and the step of radiators is taken $0.17\lambda_d$.

Scattering control of L-band AESA equipped with frequency selective structures (FSS) is discussed, which provides spatial band-stop features to the antenna. The radiator of AISA is optimized with all presented FSSs together to take into account a mutual effect. During the first phase, one layer single resonance FSS, based on printed ring element are designed. FSS placement on plane dielectric diaphragm in front of AISA aperture provided the partial suppression of Bragg lobes in 8-12 GHz frequency band. FSS placement at curve radome provided the suppression of Bragg lobes over 15-20 dB in 8-10.5 GHz frequency band. During the second phase, double layered FSS and double resonances FSS based on square ring elements for bandwidth enhancement are designed. Double layered FSS placement on plane dielectric diaphragm is provided wideband Bragg lobes reduction over 5-8 dB in 8-22 GHz frequency band. Double resonance FSS placement on curve radome provided Bragg lobes reduction over 10-15 dB in 8-12 GHz and 16-18 GHz frequency bands.

The results presented in this work allow to significant decrease the radar visibility of aircraft with L band AISA.

Микросхемы для аэрокосмического применения компании

Миландр

Дьячков П.Л., Шумилин С.С.

ПКК «Миландр», г. Москва

При проектировании радиоэлектронной аппаратуры для авиационной и космической техники к элементной базе предъявляются повышенные требования по надежности и стойкости к воздействию специальных факторов.

Компания АО «ПКК Миландр» разрабатывает и выпускает микросхемы, соответствующие этим требованиям. Среди уже выпускаемых микросхем для аэрокосмического применения необходимо

отметить 32-разрядный микроконтроллер 1986VE8T, основанный на процессорном ядре ARM Cortex-M4F и с широким набором аналоговой и цифровой периферии, микросхему статического ОЗУ 1645PY5Y объемом 4Мбит (512Кx8), микросхему 1645PT3У однократно электрически программируемого ПЗУ объемом 2Мбит на основе antifuse.

В настоящее время идет разработка новых микросхем: преобразователь «угол-код» для работы с датчиками типа СКВТ, ЛДТ или Сельсин с точностью до 1 угловой минуты, программируемая логическая микросхема (ПЛИС), приемопередатчики различных интерфейсов и другие.

Разработка такого рода микросхем является нетривиальной задачей. Для защиты от тиристорного эффекта необходимо применение технологии КНИ (кремний на изоляторе). Для обеспечения стойкости к ионизирующему излучению необходимы различные топологические приемы, например, кольцевые формы затворов транзисторов. Для обеспечения стойкости к сбоям (например, вызванных ТЗЧ) необходимы специальные схемотехнические решения, такие как применение корректирующих кодов, дублирование и мажоритарные схемы.

В результате, разработка микросхем, устойчивых к специальным факторам, становится значительно более сложным процессом, чем разработка аналогичных микросхем промышленного и, тем более коммерческого класса.

Компанией АО «ПКК Миландр» для проектирования такого рода микросхем были разработаны технология, набор библиотек и IP блоков и, самое главное, ряд дополнений к стандартному процессу проектирования микросхем, позволяющие максимально автоматизировать и упростить процесс разработки.

Технология включает в себя:

- КНИ процесс изготовления с проектными нормами 180 нм;
- транзисторы с кольцевой формой затворов;
- корректная экстракция параметров «кольцевых» транзисторов;
- учет влияния накопленной дозы излучения до 500 КРад;
- набор дополнительных DRC правил проектирования для «стойкости»;
- «стойкие» библиотека цифровых элементов и IP блоки.

Данная технология и большой опыт разработчиков компании позволяют выпускать различные микросхемы, не уступающие лучшим импортным аналогам.

Integrated circuits for aerospace applications from ICC Milandr

Dyachkov P.L., Shumilin S.S.

ICC “Milandr”, Moscow

Designs of electronic equipment for aerospace applications demands for semiconductor components with increased reliability and radiation hardness.

ICC Milandr develops and produces ICs that meets these requirements. Several ICs, which are already in production, should be taken into consideration among ICC Milandr product line. They are 1986BE8 32 bit ARM Cortex-M4 microcontroller with extensive set of analog and interface peripheral blocks and 1645PY5 4Mbit SRAM as well as 1645PT3 2Mbit ROM based on Antifuse technology.

There are also number of chips under development. The examples are RDC (Resolver to Digital Converter) which is also capable to interface with LVDT and Synchro sensors as well as Field Programmable Gate Array (FPGA) and various interfaces transceivers.

Development of Rad-Hard chips is not a trivial task. We have to use SOI (Silicon On Insulator) process to avoid latch-up effects as well as special countermeasures to deal with ionizing radiation. The countermeasures includes special tactics during chip topology design such as using annular transistors. Other aspect of the technology is robustness to SEU effects due to high-energy particles that can be achieved by use of error correcting codes and majority logic in RTL and circuit design phase.

All this additional complexity makes design process of Rad-hard ICs to be much more complicated in comparison to the design process of similar ICs but just of industrial or commercial grades.

ICC Milandr has developed all necessary competences and technologies for Rad-Hard ICs design. The set of libraries and IP blocks as well as design practices in extension to conventional chip design process has been developed. Therefore, it allows company to simplify and automate development process as much as possible.

The technologies used for aerospace ICs includes:

- 180nm SOI production process
- Transistors with annular gates structures
- Validated extraction process for O-gate transistors parameters
- Algorithms for parameters variation after up to 500 kRad accumulated dose
 - A set of DRC rules for Rad-Hard designs
 - Rad-Hard library of digital gates and IP blocks

The developed technology and broad competences of company employees provides path to produce state of the art ICs in match or ahead world’s best aerospace semiconductors technologies.

Особенности обработки сигналов с нелинейной частотной модуляцией в высокоинформативных системах радиовидения

Егоров В.В., Харламов А.Н.

МАИ, г. Москва

Использование в системах радиовидения зондирующих сигналов (ЗС) с внутриимпульсной модуляцией обусловлено необходимостью увеличения энергетического потенциала РЛС. Известным недостатком ЗС с внутриимпульсной линейной частотной модуляцией (ЛЧМ) является высокий уровень боковых лепестков сигнальной функции (УБЛ), которые ограничивают динамический диапазон РЛИ вблизи ярких объектов. В целях снижения УБЛ традиционно применяется оконное взвешивание в частотной или временной области, например, окном Хемминга. Однако при оконном взвешивании часть энергии сигнала теряется, а разрешающая способность снижается.

Альтернативное решение по снижению УБЛ без потери энергетического потенциала возможно при использовании ЗС с прямоугольной огибающей и нелинейной частотной модуляцией (НЧМ). В случае нелинейной ЧМ теоретически может быть сформирован такой сигнал, автокорреляционная функция (АКФ) которого по УБЛ будет эквивалентна АКФ ЛЧМ-импульса с оконным взвешиванием, однако в данном случае потеря энергии не будет.

Закону модуляции с НЧМ, полученному путем асимптотического синтеза соответствует методическая ошибка, которая теоретически минимизируется итерационными процедурами оптимизации. Однако эффективность решения задачи оптимизации существенно снижается при технической реализации из-за аппаратных искажений тракта формирования ЗС – широкополосные сигналы в процессе прохождения СВЧ-тракта приобретают аппаратные (линейные и нелинейные) искажения.

Эксперимент, проведенный на базе разработанного на кафедре 407 Московского Авиационного Института макета широкополосного радиолокатора, показал, что при использовании сигналов с нелинейной ЧМ их структура искажается настолько, что УБЛ получаемой на аппаратуре АКФ составляет около -20 дБ при теоретических -43 дБ.

Эти искажения можно скомпенсировать, применяя процедуру инверсной фильтрации к предварительно записанному сигналу. При этом погрешности реализации корректируются, и УБЛ сигнальной функции определяется лишь выбором применяемого после инверсной фильтрации частотного окна. При таком подходе необходимость в дорогостоящей аппаратуре, обеспечивающей допустимый уровень искажений зондирующего сигнала, отпадает.

По результатам экспериментальных исследований получена оценка потерь энергетического потенциала РЛС от цифровой коррекции принимаемого сигнала. Так получается, что для случая НЧМ потери в отношении сигнал/шум составят примерно 8%, а для ЛЧМ – 26%. Результаты показали целесообразность применения такой обработки.

Special aspects of signal processing with nonlinear frequency modulation in high-informative systems of radiovision

Egorov V.V., Kharlamov A.N.

MAI, Moscow

systems of radiovision is caused by the need to increase the energy potential of RLS. The main PS disadvantage with the intra pulse linear frequency modulation (LFM) is a high level of side lobes of alarm function (SLL) which limit the dynamic range of RLI within bright objects. In order to decrease in SLL window weighing in the frequency or time domain is traditionally applied, for instance by Hamming's window. However the part of the signal energy is getting lost and resolution is decreasing while using window weighing.

The alternative decision about decrease in SLL without loss of energy potential is possible using PS with rectangular magnitude and the nonlinear frequency modulation (NFM). In case of nonlinear FM, the signal can be theoretically created whose autocorrelated function (ACF) at SLL will be equivalent to ACF of LFM-impulse with window weighing. However in that case loss of energy won't exist.

The methodical mistake corresponds to the law of modulation with NFM received by asymptotic synthesis. It is theoretically minimized with iterative procedures of optimization. However the optimization problem solving effectiveness significantly decreases at technical realization due to the hardware distortions of a path formation of PS – broadband signals in the process of passing a UHF path get hardware (linear and nonlinear) distortions.

The experiment was based on the model of the broadband radar which was developed by the Chair 407 at Moscow Aviation Institute. It has shown that using signals with nonlinear FM, their structure is so distorted that SLL received on the ACF equipment makes about -20 dB at theoretical -43 dB.

These distortions can be compensated applying the procedure of an inverse filtration to the previously recorded signal. Thus errors of realization are getting corrected and SLL of alarm function is defined only by a choice of the frequency window applied after the inverse filtration. Under this approach, the requirement for the expensive equipment providing the allowable level of probing signal distortions disappears.

According to experimental data, the assessment of loss of energy potential of RLS was obtained from digital correction of the accepted signal. It turns out that for NFM case a loss in the relation of signal/noise will compile about 8%, and for LFM – 26%. Results have shown the applicability of such processing.

Бортовые телекоммуникационные системы высокой надежности и живучести на основе использования технологии COTS

Климанов В.П.

МГТУ «Станкин», г. Москва

Одним из основных компонентов автоматизированной системы управления комплексными системами вооружения является информационно-телекоммуникационная система. Среди основных характеристик эффективности наряду с быстродействием, точностью и достоверностью является надежность.

В жизненном цикле бортовых систем на этапе проектирования важное место занимает задача обеспечения высокого уровня надежности, которое достигается за счет структурной избыточности. Нахождение рационального компромисса между максимальной надежностью и минимальной стоимостью актуально для бортовых телекоммуникационных подсистем вооружения. Эта задача может быть эффективно реализована на основе использования технологии «готовых к применению модулей коммерческого исполнения» Commercial Off-The-Shelf (COTS) [1].

Данная технология на основе использования локальных вычислительных сетей FDDI [2] может обеспечить заданный уровень надежности при использовании недорогих комплектующих изделий массового изготовления.

В работе предлагаются варианты реализации бортовых информационных сетей высокой надежности на основе комплексирования типовых локальных сетей кольцевых топологий:

Двойное маркерное кольцо FDDI

Многокольцевые сети топологии «эллипсоид» и «тор»

Выбор сетевой технологии FDDI обусловлен тем, что данная технология обладает повышенной отказоустойчивостью [2].

В докладе рассмотрены особенности построения высоконадежных телекоммуникационных подсистем в составе комплексных систем управления бортовых систем на основе готовых к применению модулей коммерческого исполнения (технология COTS) на примере кластеризации кольцевых сетей FDDI.

Литература

1. Климанов В.П., Сутягин М.В. Бортовые информационно-вычислительные сети высокой готовности кольцевых топологий на основе использования локальных вычислительных сетей. Труды международной конференции «Перспективы использования новых технологий и научно-технических решений в ракетно-космической и авиационной промышленности» Международный салон Аэрокосмических технологий и услуг «AEROSPACE-2008» с.61-62.
2. Климанов В.П., Сутягин М.В., Быстрикова В.А. Задачи катастрофоустойчивости кластерных вычислительных систем. Журнал «Новости искусственного интеллекта». 2002. N 3(50). с. 22-30.

Onboard telecommunication systems of high reliability and survivability based on the COTS technology

Klimanov V.P.

MSTU STANKIN, Moscow

Information and telecommunications systems are one of the main components of weapon complexes automated control systems. Reliability is one of the main efficiency characteristics along with performance, accuracy and confidence.

Ensuring a high reliability level in the design phase of the onboard systems lifecycle is an important task, which can be achieved through structural redundancy. Finding a rational compromise between maximum reliability and minimum cost is important for weapons onboard telecommunication subsystems. This task can be effectively accomplished through the Commercial Off-The-Shelf (COTS) technology usage [1].

This technology can provide a given level of reliability based on cheap FDDI LAN components of mass production usage [2].

In the paper, implementation options for highly reliable onboard information networks based on standard ring topology aggregation are presented, such as:

FDDI dual token ring;

Multiring network topologies *ellipsoid* and *thor*.

The FDDI network technology has been chosen due to high fault tolerance [2].

The report describes the features of highly reliable telecommunications subsystems construction within the integrated onboard management systems, based on ready-to-use commercial modules (COTS technology) such as FDDI ring networks clustering.

Literature

1. Klimanov V.P., V.M. Sutyagin Highly reliable ring topology onboard information networks, based on LAN technologies, International conference

“Usage perspectives of new technologies and technical solutions in the rocket space and aviation industries”, international aerospace technologies and services exhibition “AEROSPACE-2008” pp. 61-62.

2. Klimanov V.P., V.M. Sutyagin, V.A. Bystrikova Tasks of disaster recovery cluster computing systems. “News of artificial intelligence”. 2002. N 3(50). S. 22-30.

Повышение характеристик симплексных высокоскоростных радиолиний передачи информации с малых низкоорбитальных космических аппаратов на земные станции

Колосов В.М., Стругов С.А.
ЗАО «Меркурий», г. Москва

В настоящее время ЗАО «Меркурий» выполняет ОКР по созданию бортовой аппаратуры высокоскоростной радиолинии (БА-ВРЛ) для применения в КА ДЗЗ различного назначения.

Основанием для проведения работ является тенденция повышения характеристик целевой аппаратуры космических аппаратов ДЗЗ в части объема формируемой целевой информации.

Цели выполнения работ:

- повышение скорости передачи информации в симплексном радиоканале космический аппарат / земная станция;
- обеспечение возможности использования бортовой аппаратуры высокоскоростной радиолинии в малых космических аппаратах (МКА).

Аппаратура существующих ЗС в сочетании с доступным частотным ресурсом 8025-8400 МГц позволяет достичь информационную скорость в радиоканале более 1 Гбит/с.

Для достижения указанных целей выполнить следующие задачи:

- определение структуры сигналов обеспечивающей скорость передачи информации более 1 Гбит/с;
- обеспечение необходимой энергетики радиолинии;
- обеспечения малых значений массы, габаритов и электропотребления БА-ВРЛ для применения МКА.

Структуру радиосигналов предлагается формировать на основе системы рекомендованных стандартов Международного Консультативного Комитета по космическим системам передачи данных (CCSDS), разработанных с участием специалистов Федерального космического агентства.

Требуемую энергетику радиолинии при постоянных характеристиках ЗС предлагается обеспечивать высоким коэффициентом усиления антенной системы.

В БА-ВРЛ требуемая ЭИИМ обеспечивается использованием 64-элементной активной фазированной антенной решетки, при этом выходная мощность каждого канала составляет от 20 до 150 мВт в зависимости от высоты орбиты и параметров ЗС.

Использование современных диэлектрических материалов позволяет создать плоский печатный излучатель элемента АФАР с площадью 1 кв. см.

По результатам проведенных исследований в настоящее время изготавливается макет БА-ВРЛ позволяющий достичь скорости 1 Гбит/с при массе менее 7 кг и электропотреблении менее 50 Вт.

Enhancement of simplex high-speed communication radio links from low-orbit spacecraft to Earth stations

Kolosov V.M., Strugov S.A.
“Mercury ZAO”, Moscow

“Mercury ZAO” performs a development work on designing high-speed radio link equipment (“BA-VRL”) for different purpose Earth remote sensing spacecraft.

Actual reason for this development work is increasing of performance of Earth remote sensing spacecraft equipment, which leads to growth of transmitted data.

Current development objectives:

- increasing data rate of simplex radio channel (space-to-Earth);
- providing high data rate radio links to small spacecraft;

Current technical characteristics of ground stations equipment and available frequency band 8025-8400 MHz make possible to reach 1 Gb/s data rates of radio link.

It is necessary to accomplish certain tasks during development to achieve the objectives:

- choice of coding and modulation scheme for more than 1 Gb/s data rates;
- providing necessary energetic parameters of radio link;
- providing decreased weight and power consumption to usage in small spacecraft.

It is supposed to use for coding and modulation scheme Recommended Standards of Consultative Committee for Space Data Systems (CCSDS), developing with participation of Russian Space Agency’ specialists.

It is suggested to provide required energetic parameters of radio link by usage of high-gain antenna system.

“BA-VRL” includes 64-element AESA with output power range 20 – 150 mW providing necessary EIRP for different orbit heights and Earth station parameters.

The usage of modern dielectric materials makes possible to design a flat printed radiating element of the AESA within 1cm² space.

At the present time, a pilot model of “BA-VRL” is in manufacturing process. This model has to provide 1 Gb/s data rate radio link, whilst having 7 kg in weight and 50 W of power consumption.

Сокращение цикла проектирования и изготовления кабельных электрических жгутов

Комиссаров А.А., Ксенофонтова Л.Н.
НПО «Сатурн», г. Рыбинск

В ОАО «НПО «Сатурн» проектирование и изготовление электрических кабельных жгутов осуществлялось по следующей процедуре:

- проектирование электрических кабельных жгутов в модуле Modelling системы NX под управлением Teamcenter;
- разработка сборочного чертежа жгута в 2D системе автоматизированного проектирования;
- проектирование и изготовление специальной технологической оснастки для каждого жгута;
- изготовление жгута;
- контроль геометрии и характеристик жгута с использованием специальных измерительных приборов.

Для сокращения цикла проектирования и изготовления кабельных электрических жгутов проведен анализ существующего процесса с помощью LEAN-методологии и выявлен ряд факторов, позволяющих сократить потери времени и оптимизировать процесс.

В результате проведения LEAN-проекта сокращен цикл за счет:

- разработки методики проектирования электрических жгутов в модуле NX Routing Electrical и обучения специалистов навыкам работы с функционалом модуля NX Routing Electrical;
- внедрения процедуры электронного согласования КД на жгуты;
- определения требований к содержанию и оформлению нового вида КД – чертежа плаза, разработки и внедрения процедуры управления чертежом плаза;
- использования стапеля в качестве универсальной оснастки для изготовления любого жгута по чертежу плаза, и исключения этапов проектирования и изготовления специальной технологической оснастки для каждого жгута;
- изменения процесса контроля геометрии жгута – замена измерения изготовленного жгута визуальным сравнением с чертежом плаза;

- установки персональных компьютеров на участках сборки жгутов и общей сборки для предоставления доступа к КД в электронной форме;
- расширенного обучения технологов вопросам технологического обеспечения производства электрических жгутов.

Применение нового подхода к проектированию и изготовлению электрических кабельных жгутов позволило существенно снизить трудоемкость проектирования и оформления конструкторской документации, уменьшить количество ошибок и сократить цикл.

Результаты, полученные при реализации LEAN-проекта, подтверждены на примере проектирования и изготовления конкретного электрического кабельного жгута.

Reduction of cycle of design and manufacture of cable electric harnesses

Komissarov A.A., Ksenofontova L.N.
NPO "Saturn", Rybinsk

At NPO Saturn the design and manufacture of electric cable harnesses was performed according to the following procedure:

- design of electric cable harnesses in the Modelling module of NX controlled by the Teamcenter;
- development of assembly drawing of the harness in 2D CAD;
- design and manufacture of special-purpose manufacturing tooling for each harness;
- manufacture of a harness;
- inspection of geometry and features of a harness using special-purpose measuring instruments.

Analysis of the available process with application of LEAN procedure has been performed for reduction of the cycle for design and production of cable electric harnesses, and a number of factors, which allow reduction of time losses and improvement of the process, has been revealed.

Implementation of the LEAN project resulted in the cycle reduction owing to:

- development of the procedure for design of electric harnesses in the NX Routing Electrical module and training of specialists for skills of operation of the functional of NX Routing Electrical module;
- implementation of the procedure for electronic coordination of design documentation for harnesses;
- specification of the requirements to content and execution of a new type of design documentation, i.e. a drawing of loft floor, development and implementation of the procedure for control of a drawing of loft floor;

- use of a holding frame as all-purpose tooling for manufacture of any harness according to a drawing of loft floor, and exclusion of stages of design and manufacture of special-purpose manufacturing tooling for each harness;
- change of a process for inspection of the harness geometry. i.e. change of measurement of a manufactured harness by visual comparison with the drawing of loft floor;
- installation of personal computers at the areas for assembly of harnesses and general assembly for provision of access to an electronic version of design documentation;
- advanced training of process engineers for engineering support of manufacture of electric harnesses.

Application of a new approach to design and manufacture of electric cable harnesses allowed significant decrease of labour-intensiveness of design and execution of design documentation, decrease of number of errors and reduction of the cycle.

The results obtained at implementation of LEAN project are confirmed on the example of design and manufacture of a specific electric cable harness.

Модель электромагнитных излучений кабелей цифровых видеоинтерфейсов

Коновалюк М.А., Горбунова А.А., Баев А.Б., Кузнецов Ю.В.
МАИ, г. Москва

Современные цифровые интерфейсы позволяют осуществлять передачу видеoinформации с использованием кабельных соединений различной длины. Организованная таким образом передача видеoinформации может сопровождаться излучением электромагнитных помех.

В работе исследуются характеристики источников данного вида помех и предлагается модель, описывающая излучение кабельных соединений видеоинтерфейсов. В основе модели лежит линейное преобразование информационных сигналов интерфейсов в создаваемые ими электромагнитные помехи.

Модель преобразования сигналов интерфейсов в электромагнитные излучения состоит из пространственной излучающей структуры, которая в простейшем случае может быть описана дипольной моделью, а также эквивалентной электрической схемой преобразования сигналов шины в токи излучающей структуры, которая может быть построена согласно алгоритму Бруно. Исходными данными для модели являются размеры и геометрическое расположение кабеля интерфейса, а также форма сигнала в шине и синфазного сигнала кабеля.

Для примера синтеза эквивалентной схемы была использована полноволновая электродинамическая модель двухпроводной линии. Параметрами линии являются размеры и относительное расположение проводников. В работе получены результаты аппроксимации входной проводимости линии в заданном диапазоне частот.

Форма информационных сигналов в шине и синфазного сигнала кабеля может быть определена экспериментально путем проведения одновременных измерений с использованием многоканального осциллографа. Запись информационного сигнала в шине при этом может производиться активным дифференциальным пробником. Для записи синфазного сигнала используются токовые клещи, установленные на кабеле. Для регистрации слабого сигнала цифровым осциллографом к выходу токовых клещей подключается широкополосный малощумящий усилитель с коэффициентом усиления 30 дБ.

Для верификации модели будут использованы результаты измерений электромагнитных помех, создаваемых кабелем цифрового видеointерфейса DVI, в ближней и дальней зонах.

Electromagnetic radiated emission model for digital video interface

Konovalyuk M.A., Gorbunova A.A., Baev A.B., Kuznetsov Yu.V.

MAI, Moscow

The design problem of the complex electronic device is interfaced with the contradictory requirements of modern standards. The quality control of digital signals is disconnected with electromagnetic compatibility measurements. In both cases the source signal transformations can be described with equivalent linear networks. However, the space distribution of the currents in the object plane should also be considered in EMC problem.

The radiation pattern of digital video interface cable can be calculated using the distributed equivalent dipole model. The parameters of the dipole model are the dipoles size and orientation as well as the current time delays with respect to the measured common mode current. In accordance with equivalence principle proposed dipole model completely determine the cable radiated emission.

One of the possible modeling approach is the reconstruction of the structure external characteristics into the equivalent electrical circuit consisting of lumped elements (resistors, inductors and capacitors) and coupling elements, for example ideal transformers or delay lines. This approach allows determining the conversion of a known input signal in the structure elements as well as its radiation characteristics.

In this paper the EMI sources equivalent circuit synthesis based on the electrical dipole model is discussed. The generalized Brune method is used to

determine the multiport equivalent network. To estimate the parameters of system functions the Vector Fitting Method is applied. The equivalent electrical circuit synthesis procedure based on the full-wave modeling of the electromagnetic structure is presented.

The measured data could be obtained with the multichannel time-domain measurement system consists of digital oscilloscope, low-noise amplifier, current loop and differential voltage probe.

An example of simulation results is presented using the CAD model of digital signal two-wire differential bus. The parameters of the bus are length, distance between wires and the thickness of the wire. The radiated emission is calculated above the bus on the distance and processed with proposed algorithm. The equivalent Brune's network is synthesized for the structure radiation admittance.

The experimental results for single link DVI cable are provided for the radiated emission model validation.

Сверхширокополосный синтезатор частот для системы радиомониторинга

Криков Д.С.

ЦНИРТИ им. ак. А.И. Берга, г. Москва

В работе исследована возможность создания синтезатора сетки частот (ССЧ) для бортовой радиоэлектронной системы (БРЭС) наблюдения и контроля радиообстановки. Основным назначением таких систем является постоянный или периодический мониторинг загрузки эфира в широком диапазоне частот, обнаружение и анализ новых излучений, определение их местоположения, оценка их опасности, выявление непреднамеренных или специально организованных радиоканалов утечки информации. БРЭС является пассивной и представляет собой широкополосное радиоприёмное устройство (РПРМУ), предназначенное для работы в заданном диапазоне частот.

На первом этапе работы проведено обоснование требований к параметрам РПРМУ: диапазону рабочих частот, амплитудно-частотной характеристике, коэффициенту стоячей волны на входе приемника (КСВн), избирательности по соседнему и зеркальному каналам приема, чувствительности приемника, полосе пропускания и др.

На втором этапе работы было выбрано РПРМУ супергетеродинного типа, с каскадом преобразования частоты радиосигнала. В качестве гетеродина предложено использовать сверхширокополосный ССЧ – источник колебаний с перестройкой синтезируемой частоты в широком диапазоне и высокой стабильностью выбранной частоты. Сформулированы требования, предъявляемые к синтезаторам частот в системах радиомониторинга: диапазон рабочих частот; точность

установки, стабильность частоты; уровень фазовых шумов; уровень побочных колебаний; скорость перестройки и шаг перестройки частот; выходная мощность; потребление энергии, масса и габариты.

Методы пассивного цифрового синтеза позволяют в полной мере реализовать преимущества современной цифровой элементной базы в части уменьшения массы и габаритов устройств, повышения их технологичности и надежности. Однако они отличаются высоким уровнем побочных спектральных составляющих и фазовых шумов на выходе. Активные ССЧ имеют низкий уровень побочных спектральных составляющих при малых отстройках от рабочей частоты, однако по сравнению с пассивными имеют большее время перестройки с одной рабочей частоты на другую. Уменьшение шага сетки частот в системах активного синтеза, требует усложнения схемы и сопряжено с увеличением инерционности системы. Переход к цифровой элементной базе, как и в пассивных синтезаторах, позволяет улучшить массогабаритные характеристики системы, повысить надёжность и технологичность, но снижает максимальное значение рабочей частоты.

В результате работы предложены пути построения схем сверхширокополосных ССЧ с минимальным шагом перестройки частоты для БРЭС наблюдения и контроля радиообстановки, а также способы повышения их быстродействия.

An ultra-wideband frequency synthesizer for radiomonitoring system

Krikov D.S.

CNIRTI n.a. A.I. Berg, Moscow

In work was investigated the possibility of creating a frequency synthesizer for on-board radioelectronic system (BRES) surveillance and control radio situation. The primary purpose of these systems is persistent or periodic monitoring of radio environment in wide range of frequencies, detection and analysis of the new radiation, the definition of their location, estimation of their danger, identifying unintended or specially organized radio channels of information leakage. BRES is passive and represent itself a broadband radio receiver (BRR), which is designed to work in a given frequency range.

On first stage of the work conducted substantiation of the requirements to parameters of the BRR: range of working frequencies, the amplitude-frequency response, receiver sensitivity, bandwidth of the receiver, and other.

On second stage of work was chosen BRR superheterodyne type with a cascade of radio frequency conversion. Instead the local oscillator suggested to use ultra-wideband frequency synthesizer - vibration source with the rearrangement of the synthesized frequency in a wide range and high stability of the selected frequency. The requirements applicable to the frequency synthesizers in systems of radio monitoring: operating frequency range; the

accuracy of frequency setting; frequency stability; level phase noise; the level of adverse fluctuations; speed of the frequency setting and step of frequency; output power; energy consumption, weight and dimensions.

Passive methods of digital synthesis allow to fully realize the benefits of modern digital element base in terms of reducing the weight and dimensions of the devices, increase their adaptability and reliability. However, a passive of digital syntheses have a high level of side spectral components and level the phase noise at the output. A active digital syntheses have a low level of side spectral components with small step detuning from operating frequency, but compared with passive have more time adjustment from one operating frequency to another. The decrease of the step the frequency grid in systems of active synthesis, requires a sophisticated scheme and associated with an increase in system inertia. The transition to digital components, as in the passive synths, allows improve the weight and size characteristics system, increase reliability and manufacturability, but reduces the maximum operating frequency.

As a result of this work of the It was offered ways of constructing schemes of ultra-bandwidth frequency synthesizers with a minimum step of frequency tuning for BRAS surveillance and monitoring of radio environment and ways to improve their performance.

Измерение параметров антенн в ближней зоне при тепловых испытаниях

Кузнецов Г.Ю., Милосердов М.С.
МАИ, г. Москва

По результатам измерений в ближней зоне исследуется восстановление диаграммы направленности (ДН) и амплитудно-фазового распределения (АФР) в апертуре антенны при тепловых испытаниях. Условия измерений значительно отличаются от безэховых, так как антенна находится в камере тепла и холода, которую для решения задачи восстановления представляют как металлический короб с радиопрозрачным окном. Измерения ДН и АФР в ближней зоне актуальны для крупногабаритных антенн и антенных решеток. В случае активных фазированных антенных решеток (АФАР) измерения ДН и АФР особенно актуальны, так как приемопередающие модули (ППМ) и антенное полотно конструктивно представляют собой единое целое, невозможно в готовом комплексе отдельно снять характеристики ППМ и отдельно характеристики антенного полотна. Результаты восстановления АФР АФАР используют для внесения корректирующих коэффициентов, чтобы компенсировать дефекты ДН антенны.

Рассматриваются основные особенности, присущие измерениям в ближней зоне в условиях поставленной задачи. Наибольший вклад

вносят отражения от стенок камеры и от не идеального радиопрозрачного окна, вызывая не только искажения поля в плоскости измерения, но и изменение АФР антенны. Для восстановления АФР используется метод разложения по плоским волнам, позволяющий пересчитывать поле из плоскости измерений в поле на плоскости антенны, а также рассчитывать ДН. При этом среда распространения рассматривается как неоднородная линия передачи, что позволяет определить зависимость коэффициента отражения от радиопрозрачного окна от частоты и угла падения. По результатам восстановления наблюдается хорошая корреляция с численным экспериментом, проведенным с помощью метода конечных разностей во временной области (КРВО). По результатам работы можно сделать следующие выводы:

- Восстановить ДН и АФР антенны можно, используя метод разложения по плоским волнам с учетом коэффициента прохождения через окно прозрачности;
- Точность восстановления ДН составляет примерно 0,5 дБ для первых боковых лепестков и около 1 дБ для дальних;
- Точность восстановления АФР равна примерно 1,5 дБ по амплитуде и около 6 – 10° по фазе для всех излучателей, кроме крайних. Для крайних излучателей ошибка в фазе может составлять до 15°;
- При хорошо согласованной антенне (коэффициент отражения от входов ниже -10 дБ), структура которой не поддерживает поверхностную волну, изменение амплитудного распределения за счет отраженной волны составляет от 0,1 до 0,3 дБ.

Antenna parameters measurement during thermal testing

Kuznetsov G.Yu., Miloserdov M.S.

MAI, Moscow

Nearfield measurements-based reconstruction of antenna farfield pattern (FP) and amplitude-phase distribution (APD) during thermal testing is analyzed. The measurements conditions are not anechoic, since the antenna under test (AUT) is positioned in the frost and heat chamber, which can be modeled as a metal housing with a radiolucent dielectric cover. FP and APD measurements under such conditions are especially important for active phased antenna arrays. Since transmit/receive modules (TRM) and antenna aperture comprise a single unit, it is impossible to characterize radiating structure apart from TRMs. The results of APD reconstruction are used when calculating additional phase shifts or transmit/receive gain of TRMs for antenna pattern correction.

Distinctive features of near-field measurements and error sources under such conditions are analyzed. The field reflected from metal housing and dielectric cover are the main contributors. They affect not only the measured field, but also the APD of the antenna. Plane wave expansion method is used for APD and FP reconstruction. The medium between antenna and measurement plane is treated as nonuniform transmission line in order to find the dependency of transmission/reflection coefficients from frequency and angle of incidence. The results of reconstruction are correlated with the results of numerical modeling using finite differences in time domain method (FDTD). The following conclusions can be made:

- The APD and FP can be reconstructed using plane wave expansion method subject to dielectric cover transmission coefficients;
- Farfield pattern can be reconstructed with a 0,5...1 dB accuracy;
- Excitation amplitude can be reconstructed with a 1,5 dB accuracy, excitation phase can be reconstructed with 6 – 10° accuracy (15° accuracy for radiators located on the edge of antenna);
- If the antenna is matched so the input reflection is lower than –10 dB and the array structure does not support surface waves, then the amplitude distribution deviates within 0,1...0,3 dB from the distribution of that antenna in free space.

Управление электронными моделями сборок крепежных элементов Кустов С.Р.

НПО «Сатурн», г. Рыбинск

Сокращение сроков проектирования и выпуска конструкторской документации (КД) напрямую влияет на сроки разработки изделия. В современных условиях важно максимально полно использовать функционал применяемого инженерного программного обеспечения для повышения эффективности работы конструктора.

Одним из направлений повышения эффективности работы конструктора на стадии проектирования и выпуска конструкторской документации является внедрение процедуры автоматизированного формирования и управления электронными моделями сборок крепежных элементов. Внедрение процедуры удалось достичь за счет реализации задач:

- автоматизированного генерирования семейства однотипных крепежных элементов на основе шаблона;
- автоматического подбора подходящих крепежных элементов под размер крепежного отверстия;
- автоматической фильтрации совместимых между собой крепежных элементов;

- одновременного размещения крепежа в группе отверстий, в том числе и разных по размеру;
- автоматического позиционирования крепежных элементов в модельном пространстве;
- подбора крепежных элементов по ряду негеометрических параметров, таких как покрытие, материал, плотность и т.п. и их сочетанию;
- визуализации процесса подбора.

Процедура автоматизированного формирования и управления электронными моделями сборок крепежных элементов реализована в единой среде проектирования изделий и выпуска конструкторской документации, включающей систему автоматизированного проектирования NX под управлением PLM-системы Teamcenter разработки Siemens PLM Software.

Работы по внедрению проводились в 4 этапа:

- исследование возможностей NX/Teamcenter и требований к электронным моделям крепежных элементов;
- пилот-проект по реализации функционала на конкретном изделии;
- опытная эксплуатация функционала;
- тиражирование на все выпускаемые изделия.

Опытная эксплуатация показала значительное снижение затрат времени на подбор крепежных элементов конструктором при выпуске электронной документации на сборочные единицы.

Control of electronic models of fastening elements assemblies

Kustov S.R.

NPO "Saturn", Rybinsk

Reduction of time for design and release of design documentation directly influences time for the product development. Under present-day conditions it is very important to use the fullest functional of applied engineering software to increase the labour-intensiveness of a designer.

One of the activities for increase of the designer's labour-intensiveness at the stage of design and release of design documentation is implementation of a procedure for computerized formation and control of electronic models of fastening elements assemblies. Implementation of the procedure is successful owing to implementation of challenges for:

- computerized generation of the family of similar fastening elements based on the template;
- automatic selection of appropriate fastening elements for the size of a mounting hole;

- automatic filtration of the fastening elements compatible with each other;
- simultaneous placing of fixture in a group of holes, different in size included;
- automatic positioning of fastening elements in the model space;
- selection of fastening elements by a number of non-geometry parameters such as coating, material, density, etc. and their combination;
- visualization of the selection process.

Procedure for the computerized formation and control of electronic models of fastening elements assemblies is implemented in the integrated environment of product design and release of design documentation, which comprises NX CAD controlled by the Teamcenter, PLM designed by Siemens PLM Software.

The works for implementation were performed by 4 stages:

- research of the NX/Teamcenter capabilities and requirements to electronic models of fastening elements;
- pilot project for implementation of the functional on the specific product;
- pilot operation of the functional;
- replication for all manufactured products.

The pilot operation demonstrated significant decrease of time input for selection of fastening elements by a designer at release of an electronic version of documentation for assembly units.

Управление техническими требованиями в конструкторской документации

Мельник И.И., Фавстова Л.А., Ситников С.С.
НПО «Сатурн», г. Рыбинск

В ОАО «НПО «Сатурн» в качестве единой среды проектирования изделий и выпуска конструкторской документации (КД) используются PLM-система Teamcenter и система автоматизированного проектирования NX разработки Siemens PLM Software. Они предоставляют возможность конструктору:

- управлять составными частями изделий и версионностью КД;
- разрабатывать, сохранять, согласовывать, утверждать и изменять электронную КД в соответствии с действующими требованиями государственных, отраслевых стандартов, а также стандартов и инструкций предприятия.

Эффективность работы конструктора в системах напрямую влияет на сроки и качество разрабатываемой им КД. Одним из этапов оформления КД на детали и сборочные единицы является формирование

технических требований (ТТ). ТТ формируются конструктором в соответствии с действующими нормативными документами, стандартами предприятия и инструкциями, а также с учетом имеющегося опыта проектирования конкретных видов деталей и сборочных единиц.

Для повышения эффективности работы конструктора на этапе формирования технических требований была разработана подсистема автоматизированного формирования и управления ТТ.

Поставленную задачу при реализации подсистемы удалось достичь за счёт:

- декомпозиции ТТ на типовые ТТ и типовые формулировки;
- классификации типовых ТТ и типовых формулировок, обеспечения поиска по определенным критериям;
- формализации и автоматизации в Teamcenter процесса ввода типовых формулировок и типовых ТТ;
- контроля корректности информации на этапе ввода;
- конкретизации типовых формулировок и типовых ТТ в момент технического определения детали и сборочной единицы;
- централизованного ввода типовых формулировок и типовых ТТ;
- утверждения типовых формулировок и типовых ТТ, проверки их актуальности;
- автоматизированной вставки сформированных ТТ для деталей и сборочных единиц в графические документы.

Применение подсистемы в опытной эксплуатации позволило снизить трудоемкость оформления конструкторской документации и сократить количество ошибок, выявляемых при первичном нормоконтроле технических требований.

Control of Technical Requirements in Design Documentation

Melnik I.I., Favstova L.A., Sitnikov S.S.

NPO "Saturn", Rybinsk

The Teamcenter, PLM system and NX computer-aided design by Siemens PLM Software are used as an integrated environment for design of products and release of design documentation at NPO Saturn JSC. It allows a designer to:

- control the components of products and versioning of design documentation;
- design, store, coordinate and revise the electronic version of design documentation according to effective requirements of state, industry standards, and standards and instructions developed by the Enterprise.

Efficiency of the designer's work in the systems directly influences the terms and quality of the design documentation developed by a designer. One of the stages for execution of design documentation for parts and assembly units is formation of technical requirements. Technical requirements are formed by a designer according to the effective normative standardizing documentation, standards of the Enterprise and instructions as well as taking into consideration the experience for design of specific types of parts and assembly units.

To increase the efficiency of designer's work at the stage of formation of technical requirements a subsystem of computer-aided formation and control of technical requirements has been designed.

The assigned task at implementation of the subsystem was achieved owing to the following:

- decomposition of technical requirements into standard technical requirements and standard statements;
- classification of standard technical requirements and standard statements, provision of search according to specific criteria;
- formalization and computerization of the process for input of standard statements and standard technical requirements at the Teamcenter;
- control of information correctness at the input stage;
- specification of standard statements and standard technical requirements at the moment of technical determination of the part and assembly unit;
- centralized input of standard statements and standard technical requirements;
- approval of standard statements and standard technical requirements, verification of their urgency;
- computer-aided insertion of the formed technical requirements for parts and assembly units in graphic documents.

Application of the subsystem in pilot operation allowed to decrease the labour-intensiveness for execution of design documentation and reduce the number of errors revealed at primary norm inspection of the technical requirements.

Современные проблемы проектирования и безопасного использования радиоэлектронных информационных систем

Михайлов В.Ю., Мазепа Р.Б.

МАИ, г. Москва

Практика проектирования и эксплуатации радиоэлектронных информационных систем (РИС) такова, что целый спектр проблемных вопросов, имеющих прямое отношение к безопасности информационного взаимодействия с использованием радиоканала,

опускается из рассмотрения, т.е. считается решённым. В частности, это относится к проблемам установления соединения или синхронизации в широком смысле (вхождению в синхронизм по частоте и задержке принимаемого сигнала), проблемам синхронизации информационных потоков на всех уровнях эталонной модели взаимодействия открытых систем (OSI), проблемам согласования и инкапсуляции протоколов информационного взаимодействия. Разумеется, накопленный богатейший опыт проектирования и эксплуатации сложных информационных систем позволяет успешно решать «фундаментальные» задачи проектирования традиционными методами, основанными на декомпозиции систем и абстрагировании от деталей реализации связанных взаимодействующих подсистем. Вместе с тем, возникают задачи, требующие привлечения дополнительных признаков декомпозиции, критически влияющих на результаты проектирования. Примерами таких задач являются построение сигнально-кодовых конструкций (СКК), в которых выбранные тип модуляции и способ кодирования совместно (согласованно) решают проблемы энергетической эффективности, или эффективности использования частотных диапазонов. Однако, сегодня, наряду с указанными требованиями привлекается и безопасность информационного взаимодействия (БИВ), обеспечение которой только методами шифрования данных не только недостаточно, но и неэффективно.

В докладе приводится критика подхода к проектированию полного тракта РИС на основе традиционной модели «поставщики услуг-потребители услуг», построенная на основе анализа эффективности вкладов компонентов модели в решение общей задачи БИВ. На основе критического анализа формулируется глубокий системный подход к проектированию РИС, отвечающих современным требованиям защищенности информационных процессов. Обсуждаются положения о «смещении» позиций, связанных с обеспечением БИВ и соответствующих процессов, к приемо-передающему тракту и радиоканалу, в частности, к выбору СКК с изменяемыми свойствами и тактике их применения.

Current problems of the radioelectronic systems design and secure use

Mikhaylov V.Y., Mazepa R.B.

MAI, Moscow

The practice of design and operation of radio electronic information systems (RIS) is such that a whole range of problems that have direct relevance to the security of information interaction over radio channel omitted from consideration, i.e., it is considered to be decided. In particular, it relates to the problems of connection establishment or common

synchronization (signal frequency and delay acquisitions), information flow synchronization at all levels of the reference Open Systems Interconnection model (OSI), as well as problems of negotiation and encapsulate information interaction protocols. Of course, the accumulated wealth of experience in the design and operation of complex information systems is successfully deal with "fundamental" design tasks using traditional design methods based on the systems decomposition and abstracting from the implementation details of the related interacting subsystems. However, problems arise which require attract additional signs of decomposition, critically affecting the results of the design. Examples of such tasks are the construction of signal-code structures (SCS), in which the selected type of modulation together with coding method solves the problem of energy efficiency and efficient use of the frequency bands. However, today, in addition to these requirements there is a requirement of secure information interaction (SII) ensure that only by one method of data encryption is not only inadequate, but ineffective.

The report provides a critique of the approach to the design of the RIS based on the traditional model of "service providers, service users", built on the basis of the effectiveness analysis of the RIS component deposits of the model to the common SII problem. Based on a critical analysis a deep systematic approach to the RIS design, meeting modern requirements of security of information processes is formulated. We discuss the provisions of the "displacement" of positions related to SII ensuring and related processes to receiving and transmitting radio path and, in particular, the choice of the SCS with variable characteristics and tactics of their application.

Исследование параметрических фазовых методов измерения

угловых координат

Никитин А.О., Орлов А.А.

ВолГУ, г. Волгоград

Одной из задач радиотехники является определение угловых координат объекта в заданном радиополе. Одним из способов решения этой задачи является использование фазового пеленгатора, представляющего собой многоканальный приемник радиосигнала, на разнесенные в пространстве антенны.

Целью данной работы является исследование параметрических методов измерения разности фаз сигналов, которые могут быть применены для задач пеленгации и определения угловых координат в реальном времени. В работе предложен сравнительный анализ погрешности оценивания разности фаз различных цифровых методов при наличии амплитудной и частотной модуляции.

На первом этапе работы проводился анализ методов определения разности фаз, рассчитывались зависимости точности оценки от значения

отношения сигнал / шум, величины амплитудной и частотной модуляции сигналов. Численное моделирование показывает, что для одного из методов среднееквадратичное отклонение (СКО) оценки разности фаз гармонических сигналов при отношении сигнал / шум 80дБ составляют примерно $6 \cdot 10^{-8}$ радиан, а при отношении сигнал / шум 60 дБ примерно $7 \cdot 10^{-6}$ радиан. Было показано, что для данного метода при амплитудной модуляции сигнала с глубиной модуляции 20%, СКО оценки разности фаз составило $3 \cdot 10^{-6}$ радиан, а при частотной модуляции с аналогичными параметрами СКО оценки разности фаз составляют $1 \cdot 10^{-5}$ радиан.

На втором этапе проводилось численное моделирование данных методов для сигнала с многоканального фазового пеленгатора в изменяющемся радиополе. Это позволило оценить динамическую погрешность методов в условиях изменяющейся разности фаз сигналов.

Исследованные методы могут быть применены в задачах радиопеленгации и определения пространственной ориентации подвижных объектов в радиополе различных систем, таких как системы слепой посадки, радионавигационные системы и др. Точное и оперативное измерение угловых координат может быть использовано для организации оптических каналов связи между движущимися объектами.

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта №15-47-02297 (p_поволжье_a) и гранта РНФ № 15-19-00028.

The research phase of parametric methods for measuring angular coordinates

Nikitin A.O., Orlov A.A.
VolSU, Volgograd

The angular coordinates measuring of the object in a radiofield is one of the radiotechnics task. One way to solve this problem is using a phase direction finder. It is a multi-channel radio receiver with space diversity antennas.

The purpose of this study is to investigate parametric phase difference measurement techniques, which can be used for direction-finding tasks and measuring the angular coordinates in real time. The paper presents a comparative analysis of phase difference digital techniques in the presence of amplitude and frequency keying.

In the first stage we analyzed techniques for the phase difference calculated according accuracy of the estimate of the value of the signal / noise ratio, the value of amplitude and frequency modulation signals. Numerical simulation shows that phase difference root mean square (RMS) deviation of one the

methods for the harmonic signals with the signal / noise ratio 80 dB is about $6 \cdot 10^{-8}$ radians, and it is $7 \cdot 10^{-6}$ radians with the signal / noise ratio 60 dB. We shows that this method for signals with 20% amplitude keying has phase difference RMS deviation about $3 \cdot 10^{-6}$ radians, and the $1 \cdot 10^{-5}$ radians for frequency modulation with the same parameters.

The second stage includes the numerical simulations of these techniques for a multi-channel signal from the phase direction finder in a changing radiofield. It allows estimating the dynamic error of tech in a changing phase difference signal. The studied methods can be applied to the problems of finding and determining the spatial orientation of the moving objects in the radio field. It can be used in various systems such as a blind-landing system, navigation systems, and others. The precise and rapid measurement of angular coordinates can be used for the optical communications organization between moving objects.

The study was supported by RFBR under the research project #15-47-02297 (r_povolzhe_a) and RSC under the research project #15-19-00028.

Исследование механизма деградации в кремниевых тензопреобразователях датчиков физических величин

Тиняков Ю.Н.¹, Адарчин С.А.², Парфёнов Н.М.³

¹МГТУ им Э.Н.Баумана, ³МАИ, г. Москва;

²Филиал МГТУ им Э.Н. Баумана, г. Калуга

В последнее время широкое распространение получили интегральные МЭМС преобразователи физических величин-датчики давления, которые нашли применение в системах автоматического управления двигателями, в авиационной и ракетно-космической технике, работающих в достаточно жёстких условиях внешней агрессивной среды.

Одним из основных элементов датчиков является чувствительный элемент (ЧЭ), состоящий из кремниевой мембраны и диффузионных тензорезисторов. Известно, что ещё до запуска в производство кремниевые пластины могут иметь механические напряжения. К сожалению, механические напряжения неразрывно связаны с упругими деформациями и могут быть обнаружены в процессе эксплуатации датчиков при воздействии внешних сил на мембрану. До сих пор пока не существует определенной методики, с помощью которой можно провести теоретическое и экспериментальное исследование механических напряжений и упругих деформаций в структуре [1].

Цель работы- провести экспериментальное исследование деградации тензопреобразователей датчиков физических и снизить уровень её влияния на многослойные структуры.

После анизотропного травления на поверхности кремниевой пластины ориентации (111) были обнаружены дефекты, которые могут привести к механическим напряжениям, способствующим появлению нежелательных деформаций и образованию дислокаций несоответствия в структуре [2].

Исследования РЭМ изображений скола кремниевой структуры в поперечном направлении анализировалась, с помощью электронных микроскопов ТМ-3000 и CarlZeissSMT. В результате на основании полученных данных была оптимизирована конструкция и технология формирования ЧЭ преобразователя.

Список литературы

1. Сауров А.А., Зимин В.Н., Уманцев А.В. и др. Микродатчики давлений и микросистемы на их основе. // Датчики и системы. 1999. № 4 с.28-30.
2. Ваганов В.И. Интегральные тензопреобразователи. М.: Энергоатомиздат, 1983, с 64-75.

Study of mechanism of degradation in silicon strain conversion devices sensors of physical quantities

Tinyakov J.N.¹, Agarchin S.A.², Parfenov N.M.³

¹BMSTU, ³MAI, Moscow;

²Branch of BMSTU, Kaluga

Recently, widespread integrated MEMS transducers of physical quantities—pressure sensors, which have found application in automatic control systems for engines, aircraft and rocket-space technique, working in harsh conditions of aggressive environment.

One of the main elements of the sensors is the sensing element (SE), which consists of a silicon membrane and a diffusion strain gages. It is known that even before the start of production of a silicon wafer may be mechanically stress. Unfortunately, stress is inextricably linked to elastic deformations and can be detected in the operation of the sensors when exposed to external forces on the membrane. Still yet there are certain techniques which can be used to conduct a theoretical and experimental study of mechanical stresses and strains in the structure [1].

The objective was to conduct a pilot study of the degradation of strain conversion devices sensors physical and reduce its impact on the multi-layer structure.

After anisotropic etching on the surface of a silicon wafer orientation (111) were found to have defects that can lead to mechanical stresses that contribute to the occurrence of undesirable deformations and the formation of misfit dislocations in the structure [2].

Research SEM images of cleaved silicon structures in the transverse direction was analyzed using electron microscopes TM-3000 and Carl Zeiss SMT. As a result, on the basis of the obtained data was optimized design and the technology of forming the sensitive element of the transducer.

The list of references

1. Saurov A.A., Zimin V.N., Umantsev A.V. and others the pressure Microsensors and Microsystems based on them. // Sensors and systems. 1999. No. 4 pp. 28-30.
2. Vaganov V.I. Integral strain conversion devices. M. Energoatomizdat, 1983, pp. 64-75.

Однопозиционный радиолокатор для охраны периметра аэродрома.
Свердлов Б.Г., Охотников Д.А., Пашенко А.А.
МАИ, г. Москва

Целью данной работы являлось создание однопозиционного радиолокатора, основная функция которого заключается в охране участка периметра аэродрома. Данное устройство крайне необходимо в связи с несовершенностью существующих методов охраны, так как видеонаблюдение за территорией периметра, ее обход крайне затруднительны ввиду многих природных и человеческих факторов. На данный момент существует множество радиолокационных приборов, позволяющих непрерывно следить за территорией. Разрабатываемый прибор, в отличие от представленных радиолокационных обнаружителей, представленных на рынке, имеет возможность измерения расстояния от прибора до постороннего, а также вычисления скорости его передвижения в пределах охраняемой территории.

Первым этапом разработки данного устройства являлось создание основного узла радиолокатора на основе корреляционной схемы с двумя квадратурными каналами. Данная схема является оптимальным решением для обработки отраженного от объекта аналогового сигнала с несущей частотой 6 ГГц. Использование двух квадратурных каналов корреляционной схемы обеспечивает повышенную точность обнаружения объекта. Принцип действия основывается на том факте, что сигнал, отраженный от подвижного объекта, отличается от сигнала, отраженного от неподвижных предметов. Устройство регистрирует сигнал от подвижного объекта и позволяет точно определить его скорость и местоположение.

Вторым этапом разработки являлось внедрение в схему АЦП и дальнейшую программную обработку полученного с коррелятора сигнала. Под программной обработкой подразумевается программа, написанная с использованием языков С и С++. Программа по заданному алгоритму объединяет сигналы с двух квадратурных каналов и с

помощью порогового устройства определяет, есть ли посторонний в заданной зоне или нет.

В экспериментальной части разработки был проведен эксперимент, в течение которого разработанное устройство испытывалось в различных ситуациях. Имитировалось нахождение постороннего человека в зоне действия радиолокатора на расстояниях от 1 до 100 метров, а также происходило тестирование работы устройства и его программного обеспечения. Эксперимент показал устойчивое обнаружение постороннего на всем диапазоне работы прибора.

Результатом выполненной работы является рабочий прототип однопозиционного радиолокатора, а так же документация и программное обеспечение.

Single position radar for protecting the perimeter of the airfield

Sverdlov B.G., Okhotnikov D.A., Paschenko A.A.

MAI, Moscow

The aim of this work was to create a single point of radar, the main function of which is to protect the perimeter of the airfield. This device is essential due to the imperfect existing methods of protection, as the video surveillance of the perimeter of the area, it is extremely difficult due to bypass many natural and human factors. At the moment, there are many radar instruments, enabling to continuously monitor the area. Developed device, in contrast to the presented radar detectors on the market, has the ability to measure the distance from the device to the outside, as well as calculate the speed of its movement within the protected area.

The first step in the development of this device was the creation of the main assembly of radar-based correlation scheme with two quadrature channels. This scheme is the optimal solution for processing a return from the object of the analog signal with a carrier frequency of 6 GHz. The use of two quadrature channels of the correlation circuit provides increased accuracy of object detection. The principle of operation is based on the fact that the signal reflected from a moving object is different from the signal reflected from fixed objects. The apparatus detects a signal from the mobile unit and allows it to accurately determine the speed and location.

The second stage of development is the implementation of the scheme of the ADC and the further processing of the received programming signal to the correlator. Under the program means the treatment program written using languages C and C ++. The program according to the algorithm combines the signals from the two quadrature channels and via a threshold device determines if a stranger or not a predetermined zone.

In the experimental part of the development of an experiment was conducted, during which the developed device has been tested in different

situations. It simulates the presence of a stranger in the area of the radar at a distance of 1 100 meters, as well as a test of operation of the device and its software. The experiment showed stable detection outside the full range of the instrument.

The result of the work performed is a working prototype of a single point of radar, as well as documentation and software.

Алгоритм определения географических координат РЛС по данным РТР

Переслегин Л.А.
МАИ, г. Москва

Целью данной работы являлось создание алгоритма определения географических координат наземных неподвижных радиолокационных станций (РЛС) по данным станции радиотехнической разведки (РТР), входящей в состав системы радиоэлектронной борьбы (РЭБ), расположенной на самолёте. Решение данной задачи способствует интеграции системы в перспективные комплексы авиации и позволит получить новые тактические преимущества при противодействии радиоизлучающим целям.

На первом этапе были определены требования к системам РТР и навигации самолёта. Определен метод решения данной задачи, проведены необходимые математические выкладки.

На втором этапе разработанный алгоритм в среде Matlab применялся в расчётной модели конкретного полёта, где в процессе отработки были разработаны подалгоритмы синхронизации данных, фильтрации и сопровождения РЛС, статистической обработки измерений.

Результатом работы является модель решения задачи на борту в режиме реального времени. Так же сформулированы задачи к последующему этапу расширения тактических возможностей:

- Определение координат наземных, надводных и воздушных подвижных целей;
- Организации информационного взаимодействия между бортами в групповом полёте, наземными, морскими и другими воздушными объектами с целью уменьшения времени и увеличения точности определения координат радиоизлучающих целей;
- Определение структуры единого информационно-управляющего поля и комплекса средств передачи информации об обнаруженных целях.

Algorithm for radar geographical coordinates detection by means ELINT data

Pereslegin L.A.

MAI, Moscow

The goal of this work was to develop an algorithm for terrestrial fixed radars geographical coordinates detection by means electronic intelligence station (ELINTS), which is part of the system of electronic warfare (EW) installed on the plane. The solution of this problem contributes to integration of advanced aircraft and will provide new tactical advantages in countering radio-emitting targets.

In the first phase have been identified requirements for aircraft navigation and ELINT systems. The method of solving this problem and the necessary mathematical calculations was defined.

In a second phase the developed algorithm in Matlab was used in the calculation model of a particular flight, where in the course of mining have been developed subalgorithms of data synchronization, radars filtering and tracking and measurements statistical analysis.

The work result is a model for solving the problem on board in real time. Also formulated the problem for the next stage of tactical possibilities expansion:

- Coordinates determination of ground, surface and air moving targets;
- Organization of information exchange between the planes in the group flight, terrestrial, marine and other air objects to reduce the time and increase the accuracy of radio-emitting targets coordinates determining;
- Determining the structure of a single information and control field and a complex of communicating information of detected targets.

Радиочастотные элементы в устройствах СВЧ

Петров И.А.

ЦНИРТИ им. ак. А.И. Берга, г. Москва

В устройствах СВЧ часто возникает необходимость использования таких радиочастотных элементов как: индуктивность, емкость, резистор и других. На низких частотах они представляются в виде идеальных сосредоточенных электрических элементов с нулевыми геометрическими размерами. Однако в диапазоне СВЧ геометрические размеры радиоэлементов и конфигурация во многом определяют частотные свойства, поэтому их необходимо представлять в виде распределенных или, в крайнем случае, квазисосредоточенных элементов. К радиочастотным элементам устройств СВЧ также необходимо относить неоднородности, возникающие в линиях

передачи, например, при изгибе линий, при их разветвлении, при установке полупроводниковых элементов и так далее.

В докладе рассматриваются ряд радиочастотных элементов, анализируются их частотные свойства в диапазоне СВЧ. Приводятся результаты расчетов в среде электродинамического моделирования. Приводятся экспериментальные результаты исследований ряда типов неоднородностей, возникающих в линиях передачи.

По результатам теоретических и экспериментальных исследований даются рекомендации по правильному применению радиочастотных элементов в устройствах СВЧ. Только учет частотных особенностей радиочастотных элементов позволяет создавать устройства СВЧ с высокими электрическими параметрами, расширять их рабочий диапазон частот, уменьшать массу и габариты.

Elements of the radio frequency for microwave device

Petrov I.A.

CNIRTI n.a. A.I. Berg, Moscow

In microwave device often appears need of the use such radio frequency element as: inductance, capacity, resistor and others. On low frequency they introduce in the manner of ideal concentrated electric element with zero geometric size. However within the microwave range of geometric sizes radio element and eskside define the frequency characteristic so their necessary to present in the manner of portioned. To radio frequency element microwave device also necessary to refer to spottinesses, appearing in line of the issue, for instance, under tumbling line, under their branching, when installing semiconductor element and so on.

In report are considered row radio frequency element, are analysed their frequency characteristic within the microwave range. Here results calculation are given in ambience of electro dynamic modeling. Here given experimental results of the studies of the row of the types of the spottinesses, appearing in line of the issue.

On result theoretical and experimental studies are given recommendations on correct using radio frequency element in microwave device. Only, the account of the frequency particularities radio frequency element allows to create the microwave device with high electric parameter, increase their operating range of the frequencies, reduce the mass and size.

Использование методов высокоточного абсолютного местоопределения в ГНСС ГЛОНАСС

Подкорытов А.Н.
МАИ, г. Москва

Методы высокоточного абсолютного местоопределения в глобальных навигационных спутниковых системах (ГНСС) активно развиваются в течение последних нескольких лет. Известно множество приложений данных методов (строительство, сельское хозяйство, геодезия, мониторинг деформаций зданий и сооружений, прогноз цунами, нефтяные платформы и др.). В работе рассматриваются вопросы применения методов высокоточного абсолютного местоопределения для системы ГЛОНАСС.

Методы высокоточного абсолютного местоопределения можно разделить на две группы по критерию использования процедуры разрешения целочисленной неоднозначности псевдофазовых измерений:

- Наиболее распространены в настоящее время методы высокоточного местоопределения, в которых не используется разрешение целочисленной неоднозначности псевдофазовых измерений (методы Float PPP в англоязычной литературе).
- Методы высокоточного местоопределения с разрешением целочисленной неоднозначности псевдофазовых измерений (методы Integer PPP в англоязычной литературе).

Методы Float PPP в настоящее время успешно реализованы и широко используются как для статического, так и для динамического потребителя. Несмотря на различие в принципах разделения спутниковых сигналов систем GPS и ГЛОНАСС, точность и оперативность методов Float PPP для ГЛОНАСС и GPS сравнима.

Методы Integer PPP в настоящее время активно развиваются, в мире предложены несколько подходов. Из-за частотного разделения спутниковых сигналов ГЛОНАСС реализация данных методов для системы ГЛОНАСС значительно сложнее, чем для системы GPS. К настоящему времени отсутствуют опубликованные стабильные результаты данных методов применительно к ГЛОНАСС.

В работе приводятся сравнительные результаты высокоточного абсолютного местоопределения по ГЛОНАСС и GPS в режимах Float PPP, Integer PPP. Описаны условия подготовки исходных данных для режимов Float PPP и Integer PPP. Проанализированы особенности ГЛОНАСС, затрудняющие реализацию методов Integer PPP.

The use of precise point positioning methods in GNSS GLONASS

Podkorytov A.N.

MAI, Moscow

Precise point positioning methods were actively being developed in global navigation satellite systems (GNSS) during last several years. There are a lot of known applications for these methods (building, farming, geodesy, deformation monitoring, tsunami forecast, oil platform positioning etc.). This study is focused on applying of precise point positioning methods to GLONASS system.

Precise point positioning methods can be divided in two groups according to the following criterion: the use of procedure of phase measurements ambiguity resolution.

- Widely used currently precise point positioning methods without applying phase measurements ambiguity resolution (Float PPP methods).
- Methods with the use of phase measurements ambiguity resolution (Integer PPP methods).

Currently, Float PPP methods are successfully implemented and widely used for both static and kinematic users. Precision and convergence time of Float PPP methods for GLONASS and GPS systems are comparable in spite of different multiple access principles.

Integer PPP methods are actively being developed nowadays, there are several different approaches. Because of GLONASS FDMA principle there are troubles with implementation of these methods for GLONASS compared with case of GPS. Till now there were no published stable Integer PPP results for GLONASS.

In this study we describe comparative results for GLONASS and GPS precise point positioning with Float PPP and Integer PPP methods. Preparation of initial data for Float PPP and Integer PPP processing is described. We analyze also specific GLONASS features which cause troubles with Integer PPP implementation.

Особенности сшивки радиолокационных изображений земной поверхности

Романов А.А.

Концерн «Вега», МАИ, г. Москва

Сшивка радиолокационных изображений (РЛИ) земной поверхности позволяет увеличить эффективность дешифрирования площадных и протяженных объектов и вторичной обработки данных радиолокационного мониторинга.

Для успешной сшивки двух РЛИ земной поверхности необходимо найти их ориентацию друг относительно друга (корегистрацию) –

преобразование из системы координат одного изображения в систему координат другого. При отсутствии информации о положении носителя РЛС во время формирования РЛИ корегистрация проводится с помощью опорных точек из области перекрытия РЛИ.

Анализ характерных геометрических искажений на РЛИ показал, что искомое преобразование является проективным, параметры которого можно найти с помощью метода полных наименьших квадратов по координатам опорных точек. Однако в силу особенностей формирования РЛИ земной поверхности наличие возвышенных объектов в зоне съемки приводит к появлению инверсии (наложения) изображения таких объектов и областей радиотени, что может приводить к получению некорректных значений параметров искомого преобразования с помощью метода полных наименьших квадратов.

В данном докладе предложена процедура определения параметров искомого проективного преобразования с учетом описанных особенностей РЛИ земной поверхности.

Features of earth's surface radar image stitching

Romanov A.A.

Concern "Vega", MAI, Moscow

The stitching of earth's surface radar images increases the efficiency of interpretation of area or extended objects and second processing of radar data.

To stitch two earth's surface radar images successfully it is necessary to calculate their relative orientation (coregistration). The relative orientation is the transformation from the coordinate system of first radar image to second one. The desired transformation is calculated using reference points from overlapping region of radar images in case of lack of information about radar position and orientation during the radar image forming.

The analysis of radar image geometric distortions shows that the desired transformation is projective one, the parameters of which can be calculated using the method of least squares and the coordinates of the reference points. However the presence of high objects in monitoring area leads to the appearance of inversion (overlapping) their images and radar shadows on radar images due to features of radar image forming. It may lead to incorrect calculation of projective transformation parameters using the method of least squares.

This report will present the calculation procedure of radar image orientation parameters considering the features of earth's surface radar images described below.

Радиолокационное обнаружение посторонних предметов на взлетно-посадочной полосе

Свердлов Б.Г., Охотников Д.А., Савченко И.А.
МАИ, г. Москва

Несмотря на успехи современной авиации, по-прежнему есть ряд серьезных проблем. В 2000 году в 10 милях от Парижа самолет авиакомпании AirFrance, потерпел крушение при взлете. «Конкорд» борт F-BTSC вырулил на взлетную полосу №26R. Во время разбега по взлетно-посадочной полосе (ВПП) на скорости примерно 280 км/ч самолет наехал на металлический обломок от борта DC-10, вследствие чего покрышка правого первого колеса на левом шасси лопнула. Большой фрагмент покрышки, ударивший в крыло самолёта, вызвал повреждение обшивки и утечку топлива из бака. В результате катастрофы погибли 113 человек — 109 на борту «Конкорда» и 4 человека, находившихся на земле.

Существующие приборы, специализированные на проблеме обнаружения посторонних предметов на ВПП, имеют ряд недостатков. В основе подобных приборов лежат системы видеонаблюдения, которые не обеспечивают гарантированное обнаружение в силу погодных условий или времени суток.

Целью работы является разработка радиолокационного сверхширокополосного датчика, способного решать задачу обнаружения посторонних предметов с большей достоверностью, чем существующие системы обнаружения.

В основе прибора лежит последовательное сканирование обозреваемого пространства путем облучения коротким радиопульсом с последовательным анализом отраженных сигналов. Радиолокатор построен по схеме с квадратурным приемником с последующей цифровой обработкой сигнала. Прибор определяет разницу отраженного от обозреваемого пространства сигнала с заранее зафиксированным отраженным сигналом от поверхности свободной от посторонних предметов. В случае, если измеренная разница превышает порог, оператор оповещается об опасности. Важным плюсом прибора является возможность работы совместно с ранее установленными системами, выполнять свои функции в составе интегрированной системы безопасности для авиарейсов совместно с системой видеонаблюдения и тепловизором.

Проведенные эксперименты показали уверенное обнаружение разработанным сверхширокополосным радиолокатором постороннего предмета на свободном пространстве, имитирующем ВПП, а также вычисление координат, обнаруженного предмета.

Radar detection of foreign objects on the runway

Sverdlov B.G., Okhotnikov D.A., Savchenko I.A.

MAI, Moscow

Despite the advances of modern aviation, there are still a number of serious problems. In 2000, 10 miles from Paris, the plane airline AirFrance, crashed during take-off. "Concord" aircraft F-BTSC taxied to the runway №26R. During the take-off on the runway at a speed of about 280 km / h the aircraft hit a metal chip from the side of DC-10 as a result of the first wheel of the right tire on the left landing gear broke. A large fragment of the tire, which struck the wing of the aircraft, damage skin and leakage of fuel from the tank. Concorde has crashed just minutes after take-off, killing all 109 people on board and four people on the ground.

Existing devices, specialized on the problem of detecting foreign objects on the runway, have several disadvantages. At the heart of these devices are CCTV systems that do not provide a guaranteed detection due to weather conditions or time of day. The aim is to develop an ultra-wideband radar sensor capabilities to detect foreign objects with greater reliability than existing detection systems.

The device is based on a sequential scan of overlooked space by short radio pulse irradiation with a consistent analysis of the reflected signals. Radiolocator is constructed by scheme with quadrature receiver with following digital signal processing. Device defines differences between reflected and overlooked space with pre-recorded reflected signal from surface free of obstructions. If the modified difference exceeds the threshold, the operator is notified of the danger. An important advantage of the device is the ability to work in conjunction with the previously established systems to perform their functions as part of an integrated security system for flights in conjunction with CCTV and a thermal imager.

Experiments have shown reliable detection of ultra-wideband radar developed by a foreign object in the free space simulating runway, and computing coordinates of the detected object.

Методика и средства контроля электронной конструкторской документации

Ситников С.С., Кустов С.Р.

НПО «Сатурн», г. Рыбинск

В условиях интенсификации перевода процессов проектирования и разработки конструкторской документации (КД) в интегрированную среду PLM и CAD систем, перехода на электронные подлинники КД и автоматизированную передачу информации в производственные системы возрастает значение корректного формирования основных

графических документов – электронных моделей и чертежей (ЭМЧ) деталей и сборочных единиц создаваемого изделия.

Перечень конкретных требований, установленных для ЭМЧ, регламентируется нормативными документами предприятия и включает требования стандартов и норм проектирования, требования, определяемые технологией и производственными информационными системами, требования, связанные с выполнением конкретной деталью или сборочной единицей определенной функции в составе изделия.

Контроль соблюдения в процессе проектирования всех требований представляет для конструктора очень сложную и трудоемкую задачу, увеличивающую продолжительность процесса разработки КД. Сократить трудоемкость контроля позволяет автоматизация этого процесса.

Используемые при проектировании PLM и CAD системы имеют встроенные комплексы контроля корректности данных, однако их функционал не может охватить все требования, устанавливаемые на предприятии.

Для контроля регламентированных требований в среде NX/Teamcenter разработан комплекс программ автоматизированной проверки ЭМЧ, который обеспечивает выполнение требований:

- нормативной документации;
- общего построения объектов (обозначение и атрибуты файла, единицы измерения, корректность массы и др.);
- корректности геометрии (допуски, анализ пересечений и др.);
- структуризации ЭМЧ (скрытые объекты, ссылочные наборы, элементы построения, состав сборки и др.);
- оформления (основная надпись и рамка чертежа, шрифты и др.);
- структуризации части (расположение объектов по слоям, категории слоев, цветовая палитра и др.);
- проверки построения и используемого инструментария (Wave, Examine Geometry, Feature Playback).

Реализация комплекса программ автоматизированной проверки для различных изделий обеспечивает корректность разработанной КД и позволяет значительно снизить трудоемкость процесса моделирования и оформления КД.

Procedure and means for control of the electronic version of design documentation

Sitnikov S.S., Kustov S.R.
NPO “Saturn”, Rybinsk

At intensification of transfer of design processes and development of design documentation in the integrated environment of PLM and CAD

systems, transition to electronic originals of design documentation and computer-aided transfer of information to manufacturing systems the importance of correct formation of the main graphic documents – electronic models and drawings of parts and assembly units of the product under development increases.

Specification of particular requirements determined for electronic models and drawings is regulated by standardizing normative documentation of the Enterprise and comprises the requirements of design standards and norms, requirements determined by a manufacturing process and manufacturing information systems, requirements for implementation of a specific part or assembly unit of a specific function within the product.

Control for observance of all requirements during the process of design is a very complicated and labour-intensive task increasing duration of the process for design documentation development for a designer. Computerizing of this process allows to decrease the labour-intensiveness of control.

The PLM and CAD systems used for design comprise in-built packages for control of data correctness, but their functional cannot cover all requirements established at the Enterprise.

To control the regulated requirements in the NX/Teamcenter environment a package of programs for computer-aided check of electronic models and drawings, which ensures implementation of the requirements of:

- standardizing normative documentation;
- general construction of objects (designation and attributes of a file, a unit, correctness of weight, etc.);
- correctness of geometry (tolerances, analysis, etc.);
- structuring of electronic models and drawings (hidden objects, reference sets, elements of construction, assembly composition, etc.);
- design (title block and drawing frame, prints, etc.)
- structuring of the part (arrangement of objects by layers, categories of layers, color palette, etc.);
- checks of construction and instruments applied (Wave, Examine Geometry, Feature Playback) has been developed.

Implementation of the package of programs for computer-aided check of different products ensures correctness of the developed design documentation and allows significant decrease of labour-intensiveness of the process for modeling and execution of design documentation.

Абсолютный метод измерения коэффициента усиления антенн

Снастин М.В., Добычина Е.М.

МАИ, г. Москва

Целью данной работы являлось освоение способа определения коэффициента усиления антенны методом отражения в широкой полосе частот и её адаптация для имеющегося оборудования и оснастки.

Важной частью проектирования различных систем является подтверждение их основных характеристик. Для антенных систем это могут быть ширина диаграммы направленности, уровень бокового излучения, коэффициент направленного действия, стабильность фазового центра и т.д. Измерение данных параметров можно проводить на открытом полигоне, либо в камерах – безэховых или, наоборот, эховых – реверберационных. Также это может быть компактный полигон с коллиматором, обеспечивающими измерения в квази-дальней зоне.

Основной трудностью при проведении экспериментальных исследований коэффициента усиления (КУ) на открытом полигоне является многолучевой характер распространения радиоволн, обусловленный влиянием подстилающей поверхности (земли). В результате связь между измеряемой и измерительной антеннами осуществляется не только прямым лучом, соединяющим их фазовые центры, но и лучом, отраженным от поверхности земли. Данным фактором обусловлена существенная погрешность, вносимая в результат измерения.

Из методов измерения КУ выделяют, как правило, следующие: прямой, сравнения с эталоном (замещения) и метод трёх антенн. В первом случае предполагается, что известно всё об измерительной антенне. Здесь КУ определяется из уравнения распространения. Точность определения КУ напрямую зависит от достоверности знания характеристик измерительной антенны. В случае сравнения с эталоном получаемые оценки КУ антенны свободны от влияния трассы прохождения сигнала, так как она оказывает одинаковое воздействие на излучение исследуемой и эталонной антенн. Но, как правило, эталоны являются узкополосными. В третьем случае также необходимо иметь две измерительные антенны. При этом необходимо совершить большее число измерений, после чего решается система уравнений распространения.

Но также существует и метод измерения КУ с помощью анализа коэффициента отражения от антенны при наличии перед ней рефлектора. Данный метод позволяет проводить измерение в широкой полосе частот. При этом из измерительного оборудования требуется лишь рефлектометр и сама измеряемая антенна, а из дополнительной оснастки – плоский экран и антенный позиционер с эволюцией по расстоянию.

В работе проведено измерение ряда широкополосных антенн в двух диапазонах частот – 0.8..8 ГГц и 18..28 ГГц. Результаты получили хорошее согласование с сертификатами калибровки ВНИИФТРИ.

The absolute antenna gain measurement method

Snastin M.V., Dobychina E.M.

MAI, Moscow

The purposes of this article are the discovery of a reflection method for obtaining an antenna gain in a wide frequency band and its adaptation to existing equipment.

An important part of the various systems design is a confirmation of their basic characteristics. For antenna systems it may be: beam width, level of the side lobes, directivity, stability of the phase center, etc. The measurement of these parameters can be carried out on the open range or in chambers – anechoic or, conversely, echoic—the reverberation chambers. It can also be a compact range with a reflector, which provides quasifar-field test.

The main difficulty in experimental tests of gain (G) on the open range is a multi-beam propagation due to the influence of the underlying surface (the ground). As a result, the link between antenna under test and probe is carried out not only the direct beam between their phase centers, and also the beam reflected from the ground. These factors caused a significant error introduced in the measurement result.

Among the gain measurement methods usually allocates the following: direct gain measurement, the gain comparison technique and three-antenna measurement. In the first case it is assumed that we know all about probe. G is determined from the transmission equation. The accuracy of G determining is directly dependent on the reliability of the probe characteristics knowledge. In the case of comparison technique the obtained antenna G is free from the influence of the signal path, as it has the same effect on the standard and antenna under test radiation. But usually the standards are narrowband. The third case is also necessary to have two measuring antenna. It is necessary to make a greater number of measurements, and then solve the system of transmission equations.

But there is also the method of measuring G with analysis of the antenna reflection coefficient in case if there reflector in front of the antenna. This method allows taking the measurement in a wide frequency band. Here it is required only reflectometer and antenna under test and in additional equipment –plane metal plate and the antenna positioner with the distance variation.

In this paper we measured the number of broadband antennas in two frequency bands – 0.8..8 GHz and 18..28 GHz. The results are in good agreement with a VNIIFTRI calibration certificates.

Способ адаптивного назначения агрегируемых несущих в системе LTE на принципах когнитивного радио

Снопков К.А., Громаков Ю.А.

МАИ, г. Москва

На сегодняшний день в мобильной связи наблюдается «взрывной» рост передаваемого трафика данных, что является очередным фактором, усугубляющим существующую проблему дефицита радиочастотного спектра для мобильной связи. Кроме того, регуляторика использования спектра в настоящее время предусматривает выдачу лицензии на право эксклюзивного доступа к радиочастотному ресурсу. Такое распределение не предусматривает доступ к этому ресурсу другим пользователям.

Возможным решением проблемы дефицита спектра является создание систем мобильной связи, работающих на принципах «когнитивного радио». Основная идея «когнитивного радио» заключается в совместном использовании радиочастотного спектра несколькими пользователями. Ключевым принципом концепции является непрерывный мониторинг занятости спектра, который позволит определять в реальном масштабе времени свободные участки спектра частот и/или свободные временные позиции в структуре сигналов, излучаемых действующими средствами радиосвязи («белые пятна»), и разрешить передачу сигналов новым средствам на условиях, исключающих взаимные помехи.

Вопросы внедрения когнитивного радио активно обсуждаются в Международном Союзе Электросвязи (МСЭ). Разработан ряд документов, определяющий принципы функционирования систем на основе когнитивного радио (Report ITU-R SM.2152, Report ITU-R M.2225, Report ITU-R M.2242).

В докладе обсуждаются принципы построения интегрированной системы передачи данных на принципах когнитивного радио, способной решить задачу обеспечения гарантированной высокой скорости передачи данных по каналам связи в условиях дефицита радиочастотного спектра. Система представляет собой наложение на существующую топологию сети стандарта GSM взаимодополняющей микросотовой сети стандарта LTE, работающей в тех же частотных диапазонах. Рассматривается способ адаптивного назначения агрегируемых компонентных несущих системы LTE на принципах когнитивного радио, а также вопросы электромагнитной совместимости интегрированной системы. Приводится оценка максимальной скорости передачи данных в микросотовой сети LTE.

A method of an adaptive aggregated carriers assignment for the LTE system based on the principles of cognitive radio

Snopok K.A., Gromakov Y.A.

MAI, Moscow

Nowadays we can witness an “explosive” growth of the traffic data in mobile communication, which is another factor contributing to the problem of radio spectrum shortage. In addition, the regulation of the spectrum usage provides the license assigning for an exclusive right of access to allocated radio frequency resources. This distribution does not provide access to the resources for other users.

A possible solution to the problem of the spectrum scarcity is the creation of mobile communication systems, operating on the principles of “cognitive radio”. The idea of “cognitive radio” based on the collaborative using of the spectrum by multiple users. A key principle of the concept is the continuous monitoring of the employment spectrum, which allows to determine the free portions of the frequency spectrum and/or free time positions in the structure of the signals emitted by the existing radio communication (“white spaces”) in real time, and to allow the transmission of secondary users under conditions excluding interference.

Questions relating to the introduction of cognitive radio systems are being actively discussed in the International Telecommunication Union (ITU). There were developed several documents that defines the principles of systems functioning based on cognitive radio (Report ITU-R SM.2152, Report ITU-R M.2225, Report ITU-R M.2242).

Current report discusses the principles of integrated communication system that is based on the principles of cognitive radio and is able to solve the problem of providing a guaranteed high data rate despite of a spectrum shortage. The system represents itself a superposition of the existing GSM network topology and complementary microcellular LTE network, operating in the same frequency bands. A method of an adaptive aggregated component carriers assignment for the LTE system on the principles of cognitive radio, as well as issues of electromagnetic compatibility of the integrated system is considered. An estimate of the peak data rate in the microcellular LTE network is provided.

Формирование динамических признаков для классификации мезомасштабных систем в атмосфере Земли по радиолокационному изображению

Соколова Е.С.¹, Тельных А.А.², Беллюстин Н.С.³
¹ННИИРТ, ²ИПФ РАН, ³НИРФИ, г. Нижний Новгород

В настоящее время большое внимание уделяется исследованию динамики мезомасштабных систем (МС) в атмосфере Земли, которые связаны с приземными конвективными потоками и могут сопровождаться штормами, ливнями, грозами, градом и другими опасными явлениями. Для этого все чаще используют радиометеолокаторы, которые позволяют оценить водности в различных областях МС по их радиолокационной отражаемости. Целью настоящей работы является формирование ключевых признаков по изображениям радиолокационной отражаемости (РО) МС, которые затем могут быть использованы для их классификации.

Проведенная работа состояла из четырех этапов. Первый этап работы заключался в сборе экспериментальных данных. В работе использовались данные из метеорологической базы данных национального океанического и атмосферной центра США (NOAA). Данные были получены с радиометеолокатора серии WSD-88, с радиусом действия 250 км.

Второй этап работы заключался в восстановлении РО на изображении в градации серого цвета и проецирование РО на высотные плоскости от 1000 до 10 000 м с шагом 1000 м.

На третьем этапе осуществлялся предварительный анализ изображений МС. На изображениях мы выделяли области с однородной максимальной яркостью, которые мы интерпретировали, как мощные конвективные ячейки с отражаемостью более 45 дБ. Анализ этих областей показал, что с увеличением высоты координаты их центра масс не изменяются и происходит снижение уровня отражаемости. Мы рассчитали площадь, периметр, коэффициент формы, и коэффициент компактности и др. геометрические признаки формы конвективных ячеек. Временной анализ геометрических признаков формы показал их зависимость от времени.

На заключительном четвертом этапе был проведен анализ полученных результатов и показано, что динамика геометрических признаков соответствует физическим процессам, происходящих в МС.

Formation of dynamic characteristics for the classification of convective systems in the Earth's atmosphere on the radar image

Sokolova E.S.¹, Telnih A.A.², Bellustin N.S.³

¹NNRRI, ²IAP RAS, ³RIRP, Nizhny Novgorod

At the present time, many scientists are exploring the dynamics of convective systems in the Earth's atmosphere. Convective Systems (CS) formed by the surface convective flows. It may be accompanied by storms, rain, thunderstorms, hail and other hazards. Weather radar system is used to study the state of convective, which allows to estimate the water content in different areas of CS on their radar reflectivity. The aim of this work is to develop the key features and radar image reflectivity convective system, which can then be used for their classification. The work consisted of four stages.

The first phase of the work is in the collection of experimental data. We used data from the radar database National Oceanic and Atmospheric Administration United States Department of commerce. The data were obtained weather radar series WSD-88, with a radius of 230 km.

The second stage of the work is the restoration of radar reflectivity (RR) of the grayscale image and projecting high-rise RR plane from 1000 to 10 000 m in increments of 1000 m.

In the third stage, the preliminary analysis of the images. In the images we isolated region with a uniform maximum brightness, which we interpret as a strong convective cell with a reflectivity of more than 45 dB. Analysis of these areas revealed that with increasing height of the center of gravity does not change and a reduction in the level of reflectivity. Analysis of these areas revealed that with increasing height of the center of gravity does not change and a reduction in the level of reflectivity. We calculated the area, perimeter, shape factor, and the coefficient of compactness and others. Interim analysis of geometric shapes showed signs of their dependence on time.

The final fourth step, we analyzed the results and we have shown that the dynamics of geometric signs corresponds to the physical processes occurring in the CS.

Повышение эффективности системы охлаждения бортовых РЛС малоразмерных ЛА

Старенченко А.В.

МАИ, г. Москва

Бортовые РЛС малоразмерных ЛА характеризуются высокими значениями выделяемой тепловой энергии на единицу объема (10-15 Вт/дм³), при ограниченных ресурсах отвода этой тепловой энергии. Поэтому задача проектирования СО является актуальной. В работе

рассматривается решение задачи проектирование структуры СО бортовой РЛС беспилотного ЛА на ограниченном наборе ресурсов отвода тепла. Задача ставится следующим образом: определить структуру СО БРЛС обеспечивающую нормальный тепловой режим при минимальных затратах.

Исходными данными решения указанной задачи являются: модель конструкции БРЛС, допустимые значения температур корпусов элементов конструкции, потребляемая мощность, параметры охлаждающего воздуха.

Для решения задачи в работе предлагается следующий алгоритм:

- Адаптация исходной модели к решению задачи анализа теплового режима. Эта процедура сводится к упрощению конструкции с целью сокращения числа конечных элементов, при сохранении адекватности теплообмена.
- Предварительный анализ теплового режима БРЛС. Анализ выполняется средствами SW Flow Simulation. Результатом анализа является температурное поле конструкции БРЛС.
- Определение матрицы перегревов элементов конструкции. Определение перегревов обеспечивается сравнением значений температур корпусов элементов конструкции с допустимыми значениями, заданными в исходных данных.
- Определение матрицы реальных значений перегревов элементов конструкции.
- Построение тепловой модели конструкции РЭС
- Формирование подмножеств с избыточным значение мощности и с недостаточным значением мощности.
- Решение оптимизационной задачи покрытия тепловой модели ресурсами системы охлаждения.

Рассмотренный алгоритм реализован при разработке конструкции СО БРЛС беспилотного ЛА проекта «Корсар».

Improving the efficiency of the cooling system of small airborne radar aircraft

Starenchenko A.V.
МАИ, г. Москва

On-board radars of small-sized airborne vehicles are characterized by high values of the recovered heat energy per unit volume ($10-15 \text{ W/dm}^3$), with limited resource of heat extraction. Therefore, the task of designing the SC is relevant. The paper deals with the solution of designing the structure of SC-board radar drone aircraft on a limited set of resources of heat removal. The problem is formulated as follows: to determine the structure of SC radar provides normal thermal conditions at minimal cost.

The initial data of this task are: model design radar, allowable temperatures buildings structural elements, power consumption, the parameters of the cooling air.

To complete this task the following algorithm is suggested:

- Adaptation of the original model to the problem of the analysis of the thermal regime. This procedure is to simplify the design to reduce the number of finite elements, while maintaining adequate heat transfer.
- Preliminary analysis of the thermal mode radar. The analysis is performed by means of SW Flow Simulation. The result is the analysis of the temperature field of the design radar.
- Determination of the matrix of structural elements overheating. Determination of overheating is provided by comparing the values of the temperature of the body structural elements with the permissible values specified in the original data.
- Determination of the matrix of real values of overheating of the structure.
- Construction of a thermal model
- Formation subsets with excess power value and insufficient power value.
- The solution of the optimization problem covering the thermal model resource of the cooling system.

Considered algorithm is implemented in the design of structures with unmanned aircraft radar project “Le Corsaire”.

Применение многомодельных алгоритмов траекторной обработки в системе организации воздушного движения

Сычев М.И.¹, Фесенко С.В.²

¹МАИ, ²Филиал «НИИ Аэронавигации», г. Москва

Рост интенсивности воздушного движения и уменьшение интервалов эшелонирования привело к существенному возрастанию требований к качеству траекторной обработки информации от средств наблюдения в системе организации воздушного движения гражданской авиации. Требования были сформулированы в стандарте Евроконтроля 1997 года в виде тестов. Предъявлены требования не только к оценкам координат и параметров движения воздушных судов в установившихся режимах работы траекторных фильтров, но и при смене типа движения. Обычные фильтры траекторной обработки калмановского типа удовлетворить этим требованиям не могут. В этой связи, особый интерес вызывают многомодельные фильтры траекторной обработки.

Движение воздушного судна описывается несколькими моделями. Так для воздушных судов гражданской авиации в стандарте Евроконтроля определено три возможных типа горизонтального

движения: прямолинейное равномерное, поворот, прямолинейное с изменением скорости. Конструктивные многомодельные алгоритмы получены на основе гауссовой аппроксимации плотностей распределения вероятностей. При этом возможны три возможных структурных схемы их построения. Проводится их сравнение.

Исследование перспективных и существующих систем автоматизации организации воздушного движения возможно только при помощи имитатора. Такой имитатор был создан, прошел проверку на стенде одного из производителей и в настоящее время используется при проведении проверок на испытаниях в новом Московском центре автоматизированного управления воздушным движением (МЦ АУВД) во Внуково. В частности, проведена проверка качества траекторной обработки на соответствие требованиям Евроконтроля для новой и старой систем АУВД. Приводятся результаты испытаний.

Multiple model tracking algorithms for ATC

Sychev M.I., Fesenko S.V.

MAI, Moscow

Growth of intensity of air traffic and reduction of flight level intervals has led to essential increase of requirements to tracking quality in ATC. Requirements have been formulated in the Eurocontrol standard in 1997. The particular interest is represented by multiple model algorithms. Aircraft movement is described by several models of possible movement. For example, for civil aircrafts at the description of horizontal movement three models are usually used. The first basic model is uniform movement. The second model is turn (circle movement). The third is change of speed. Aircraft tracking is carried out under the information from surveillance facilities. Today the primary and secondary surveillance radars are used.

The general approach to the decision of a problem of aircraft tracking is the description of its movement by several models. The condition vector describing co-ordinates and parameters of aircraft movement has the discrete parameter. It is interpreted as an index of model of aircraft movement. This parameter is described by a Markov's chain with the set matrix of probabilities of transition from one condition in another. In the literature the formal conclusion of the algorithm describing change of density of distribution of probabilities of a condition vector is spent. In practice, constructive algorithms turn out on a Gaussian approximation of the density distribution of probabilities function. Usually it is possible to interpret as linearization.

In work block diagrams of three types of multiple model algorithms are presented. Comparison of their characteristics is spent. Results of simulations are presented.

Автоматизация оформления чертежей в проекте SaM146

Фавстова Л.А., Ситников С.С., Федористова Ю.А.

НПО «Сатурн», г. Рыбинск

ОАО «НПО «Сатурн» – компания, которая занимается проектированием, производством и обслуживанием газотурбинных двигателей для военной и гражданской авиации, морских судов, энергоустановок. Одним из значимых проектов является создание двигателя SaM146. Двигатель SaM146 – совместный российско-французский (ОАО «НПО «Сатурн» и Snecma SAFRAN Group) газотурбинный двигатель, получивший сертификат типа Европейского агентства по авиационной безопасности (EASA), предназначенный для семейства самолетов Sukhoi SuperJet-100.

Процесс коллегиального проектирования изделия, создаваемого на основе международного партнерства территориально удаленных предприятий, организован на основе безбумажной технологии обмена информацией, как организационного, так и технического характера. На начальных этапах проектирования нормативными документами регламентированы требования к содержанию и оформлению конструкторской документации (КД).

Организация проектирования в интегрированной среде NX/Teamcenter позволяет эффективно решать задачи управления конфигурацией изделия, разработки и оформления КД, автоматизированной передачи данных партнерам Snecma и в производственные информационные системы. Интегрированная среда обеспечивает возможность ввода информации в момент ее возникновения в месте ее возникновения и дальнейшего использования во всех процессах жизненного цикла.

Для сокращения сроков проектирования разработан комплекс программ автоматизации оформления чертежей в соответствии с регламентированными требованиями коллегиальной разработки и оформления КД. Комплекс включает следующий функционал:

- создание основной надписи и рамки чертежа;
- формирование и размещение технических требований;
- создание таблицы атрибутов и технической документации;
- формирование и размещение таблицы регистрации изменений;
- формирование и размещение таблицы компонентов;
- создание листа согласования;
- автоматизация экспорта чертежа в формат TIFF;
- назначение и корректировка размера шрифта надписей.

Основные данные для формирования приведенных элементов чертежа выбираются автоматически из справочников и набора атрибутов объектов интегрированной среды NX/Teamcenter.

Использование комплекса программ позволило значительно снизить трудоемкость и сроки разработки и оформления чертежей в проекте SaM146. Качество выпускаемой конструкторской документации неоднократно подтверждено аудитами DOA EASA.

Computerizing of Execution of Drawings in the SaM146 Project

Favstova L.A., Sitnikov S.S., Fedoristova Yu.A.

NPO Saturn, Rybinsk

NPO Saturn JSC is a company for design, manufacture and maintenance of gas-turbine engines for military and civil aviation, marine vessels, power generation plants. The SaM146 engine is one of the important projects. The SaM146 engine is a certified by European Aviation Safety Agency (EASA) gas-turbine engine mutually developed by Russia and France (NPO Saturn JSC and Snecma SAFRAN Group) for the Sukhoi SuperJet 100 family.

The process of collective design of the product developed on the base of international partnership between territorially remote facilities has been organized based on the paperless process of information exchange both organizational and technical types. At initial design stages the requirements to content and execution of design documentation are regulated by standardizing normative documentation.

Organization of design in the integrated NX/Teamcenter environment allows efficiently solve the tasks of the product configuration management, development and execution of design documentation, automated transfer of data to the Snecma partners and production information systems. The integrated environment ensures a possibility for information input at the moment of its origination in the place of its origination and further use in all processes of the product lifecycle.

A package of programs for computerization of drawings execution has been developed according to the regulated requirements of collective development and execution of design documentation to reduce the time for design. The package comprises the following functional:

- design of title block and drawing frame;
- formation and allocation of technical requirements;
- generation of a table of attributes and technical documentation;
- formation and allocation of a revision history table;
- formation and allocation of a table of components;
- generation of Agreement Sheet;
- computerization of the drawing export into the TIFF format;
- setting and correction of print size of titles.

Main data for formation of the specified elements of drawing are selected automatically from manuals and package of attributes of objects of the integrated NX/Teamcenter environment.

Application of the package of programs allows significant decrease of labour-intensiveness and period for development and execution of drawings in the SaM146 project. Quality of design documentation has repeatedly confirmed by EASA auditing.

**Улучшение показателей сборочно-монтажных операций
производства РЭА методами программно-алгоритмического
моделирования**
Фам Вьет Ань
МАИ, г. Москва

В докладе рассматривается подход к улучшению показателей сборочно-монтажных операций производства РЭА методами программно-алгоритмического моделирования с применением базы знаний и экспертной системы. Целью работы является создание программного обеспечения технологической подготовки производства, позволяющего автоматизировать синтез вариантов реализации технологических процессов.

Факторы, влияющие на эффективность технологического процесса, объединены в восемь групп по принадлежности к различным направлениям расчетов. Группы факторов порождают библиотеки базовых программных классов, которые инкапсулируют внутри себя основные свойства и методы обработки параметров технологических процессов. Взаимодействие классов осуществляется применением интерфейса обратного вызова (интерфейса событий).

Разработанные математические модели являются базовыми для прогнозирования результативности технологического процесса производства узлов на печатных платах. Особенностью предлагаемой модели является унификация информационных связей между объектами, что позволяет строить на ее основе программные комплексы моделирования технологических процессов, наращивать функциональные возможности программ технологической подготовки производства, создавать и встраивать новые модели в существующее программное обеспечение.

Программная реализация предложенных моделей использована для расчета параметров сборочно-монтажных операций производства РЭА. Программный комплекс ориентирован на минимизацию брака при сборке с помощью роботов-автоматов. Он позволяет: осуществлять оптимальный выбор оборудования и характеристик технологических

операций, синтезировать допуски на параметры конструкций узлов на печатных платах.

Improving the indexes in manufacture and assembly of radio-electronic devices by the method of programmed algorithmic model

Pham Viet Anh

MAI, Moscow

The report deals with a question of improving indexes in manufacture and assembly of radio-electronic devices by the programmed algorithmic model that applies knowledge base and expert system. The target is to create the pre-production software, allowing the automatic synthesis of the operational methods for technological procedures.

Factors affecting the efficiency of the technological procedure are combined into 8 groups with different calculating ways. These groups create libraries for the basic classes, in which contain properties and methods to process the data of technological procedures. The interaction among classes is carried out through a callback interface (UI events).

Algorithmic model that built is considered as the base to calculate the efficiency of the technological procedures producing parts on PCB. The feature of that model is the unity of the objects that allows setup of technological procedure modeling software, enhances the functionality of the pre-production programs and creates new models.

Applying the proposed models helps to calculate the data in manufacture and assembly radio-electronic devices. Target of the software is to minimize the amount of defective products in assembly with the help of robotic machines. It allows to: find out the optimal selection of devices and performance of technological operations, synthesize the acceptable tolerances for the designed parameters of nodes on PCB.

FlyTrack – социальная сеть малой авиации

Блюменталь С.В., Блюменталь Я.В., Шайхлисламов С.Х.

МАИ, МФТИ, г. Москва

Каждый пользователь сети Интернет знаком с социальными сетями. Они настолько распространены, что проникли почти в каждую сферу деятельности человека. Настал момент, в который и в авиации стало актуальным создание специализированной социальной сети.

Команда Flytrack.net, группа пилотов-любителей, профессионально работающая в области информационных технологий, решила попытаться применить накопленный в IT опыт к обеспечению безопасности полетов малой авиации, летающей в зоне G. Основной проблемой этой зоны полетов является то, что не все воздушные суда имеют необходимое оборудование и сообщают о своих передвижениях

и маневрах диспетчерам. Проблему можно решить с помощью публикации в социальной сети трека своего полета и взаимодействия с другими пользователями - пилотами и диспетчерами аэродромов. Сложное и дорогостоящее оборудование можно заменить обычным смартфоном, что сделает этот функционал доступным для пользователей.

Проект состоит из двух программных частей: web-части и мобильного приложения для операционной системы Android. Мобильное приложение отслеживает траекторию полета самолета и публикует данные в сети интернет. Пилот может видеть в режиме online другие самолеты, находящиеся поблизости и лететь за кем-то, преследовать другой самолет (актуально для групповых полетов), лететь по своему треку. Web-часть позволяет публиковать информацию о полётах, в том числе фотографии. Web-часть предоставляет отдельный интерфейс для диспетчеров при управлении полетами и коммуникации с пилотами, что позволяет обеспечить безопасность полетов и создание online-community авиаторов-любителей.

Опыт внедрения программного обеспечения - аэродромы «Шевлино», начато внедрение на аэродроме «Можайск».

Данный инвест-проект на сегодняшний день не требует никаких вложений и реализуется путём бесплатного скачивания приложения для OS Android. Получение прибыли возможно за счет продажи подписки пользователям, использования данной платформы в качестве площадки, осуществляющей рекламу авиатуризма по модели SMM (Social Media Marketing), за счет продажи сопутствующих товаров и услуг.

Данный проект показывает, что развитие программного обеспечения в данном ключе очень перспективно и имеет большой потенциал развития. Однако, по словам авторов проекта для них крайне важна информационная поддержка со стороны профессионального сообщества. Проект нуждается в информационной поддержке со стороны профессионального сообщества.

Fly Track – social network of small aircraft

Blumental S.V., Blumental Y.V., Shaykhlislamov S.H.
MAI, MIPT, Moscow

Nowaday almost everyone has a smartphone, use the Internet and familiar with social networks. The team Flytrack.net, a group of amateur pilots, professionally working in the field of information technologies, decided to try to apply it's IT experience in the field of safety of small aviation, flying in the G-area.

The software consists of two parts: website and mobile application for the Android operating system. Mobile application keeps track of the path of the

aircraft and publishes data on the Internet. The pilot can see in real time the other aircraft next to him, pursue another plane, what is important for group flights. He can even fly along his old track or along track, shared by another pilot. Website provides the opportunity to publish information about the flights on the pages of the pilots, publication of photos taken during the flight and provides a separate interface to controllers with which they are able to control flights and build communication with the pilots. As can be seen from above, the project not only solves the problem of safety of flights insurance, but also there is a social component, online-community of amateur aviators.

At the moment, the project has already successful experienced at the airfield "Shevlino", started implementation on other airfields.

The availability of this service through the Internet makes (website and Google Play) makes it easy to get started.

In addition, this project may be useful not only in terms of improving safety and developing online-community, but also beneficial from a commercial point of view. From the authors point of view there are several promising ways of monetization. Making a profit is possible through the sale of subscription to users, the use of this platform as a platform performing aero-tourism advertising model SMM (Social Media Marketing), through the sale of related products and services.

This project shows that the development of the software in this field is very promising and has a great potential for development. According to the authors of the project for them is very important information support from the professional community and its feedback.

Измерение частоты сердцебиения человека по его видеозображению

Охотников Д.А., Нелин И.В., Яшунин А.М.
МАИ, г. Москва

Частота сердцебиения является одной из характеристик, используемой при оценке психоэмоционального состояния человека. Этот критерий крайне важен во время тренировки человека за авиационным тренажером, так как от него напрямую зависит, справляется ли испытуемый с получаемой нагрузкой или нет.

Существующие методы исследования частоты сердцебиения требуют контакта с кожей, что является их большим недостатком. К таким методам можно отнести традиционные (например: измерение пальцами руки) или аппаратные (например, с помощью приборов: пульсометра, пульсоксиметра, электрокардиографа).

Целью работы является разработка универсального бесконтактного метода получения частоты сердцебиения человека, проходящего испытание на авиационном тренажере, с помощью камеры.

Камера является частью более крупного комплекса, который позволяет получить полную информацию о состоянии пилота, проходящего испытания на авиационном тренажере. Одним из элементов этого комплекса является датчик, исследующий объект радиолокационным сигналом. Для увеличения достоверности, получаемых результатов предлагается использовать видеонаблюдение за испытуемым, так как такой метод тоже является бесконтактным, а, следовательно, не доставит неудобств испытуемому.

Камера снимает лицо испытуемого, получаемый с камеры поток видеок кадров передается по проводной связи на компьютер. Программное обеспечение перехватывает этот видеопоток и обрабатывает его. На первом этапе анализа данных происходит поиск лица испытуемого на видеоизображении, подобная задача может решаться путем использования алгоритма Виолы-Джонса. При выявлении координат лица, происходит поиск участков изображения содержащих кожный покров. Изменение во времени среднего значения по всем обнаруженным точкам красной составляющей цвета колеблется с частотой наполнения кровью кожного покрова лица испытуемого, что позволяет, проведя частотный анализ этого сигнала, вычислить значение частоты пульса и построить его тренд во времени.

Результаты экспериментов показали возможность использования описанного метода в целях бесконтактного наблюдения за частотой сердцебиения человека.

Measuring heart rate of man in his video image

Ohotnikov D.A., Nelin I.V., Iashynin A.M.

MAI, Moscow

Heart rate is one of the characteristics used in the evaluation of the psycho-emotional state of a person. This criterion is extremely important during training of person per flight simulator, because of it depends, whether the subject cope with the resulting load or not.

Existing methods for researching heart rate require contact with the skin, which is their biggest drawback. These methods include traditional (for example, measuring fingers of the hand) or hardware (for example, using of devices such as: a heart rate monitor, pulse oximeter, electrocardiograph).

The purpose of research work is to develop a universal non-contact method of obtaining heart rate of the person passing test flight simulator, with the camera.

The camera is part of a larger complex, which allows you to get complete information about condition of the pilot, passing tests on flight simulator. One element of this complex is the sensor examining an object using radar signal. To increase reliability, the results are encouraged to use video surveillance for

test, as this method is also a non-contact and therefore does not cause inconvenience to the subject.

The camera records the face of the subject, the resulting stream of video from the camera is transmitted by wire to the computer. The software captures the video stream and processes it. In the first stage of data analysis is searched person on the video of the test, this problem can be solved by the use of the algorithm Viola-Jones. In identifying the coordinates of the person is searched areas of the image containing the skin. The time variation of the average value of all detected points of the red component of the color varies with the frequency of blood filling of the test person's skin, which allows spending a frequency analysis of the signal to calculate the heart rate and build its over time.

The results of experiments showed the possibility of using the described method in order to non-contact monitoring of the heart rate man.

Мониторинг заданной области земной поверхности с помощью распределенной РЛС с режимом синтеза апертуры

Майстренко Е.В.

Концерн «ВЕГА», г. Москва

В работе рассматриваются алгоритмы формирования радиолокационных изображений (РЛИ), в том числе трехмерных изображений в режиме синтеза апертуры антенны при имитации перемещения фазового центра реальной антенны (ФЦА) путем переключения приемопередающих модулей.

Процесс прямого синтеза при непрерывном действительном перемещении ФЦА по заданной траектории приводит к формированию детального РЛИ. Однако подобный процесс может быть реализован путем последовательного электронного переключения определенного числа приемопередающих модулей, имеющих фиксированное расположение. В данной ситуации принимаемый сигнал из непрерывного преобразуется в импульсный, тогда как эталонный сигнал при известном расположении указанных модулей может быть сгенерирован, как непрерывный.

Данный подход позволяет сформировать изображение зондируемой области не хуже, чем при непрерывном действительном перемещении ФЦА реальной антенны, однако представляется удобным при решении ряда задач наземного радиомониторинга.

В работе показаны результаты моделирования алгоритмов и приведено сравнение с алгоритмами традиционной системы мониторинга. Показано, что разрешение по обеим координатам, как и при строго вращательном перемещении ФЦА будет одинаково высоким и обеспечивается за счет когерентной обработки без внутриимпульсной модуляции сигнала.

Формируемое изображение позволяет получить представление о заданной области зондирования с высоким разрешением в том числе, при использовании реальной ненаправленной антенны. Данный подход может быть использован при построении систем мониторинга и наблюдения за различного рода подвижными и неподвижными наземными объектами.

Представлены алгоритм сигнальной обработки и отклики системы при указанном способе обработки траекторного сигнала, а также приведены радиолокационные двух- и трехмерные изображения в различных областях наблюдения.

Earth pointed area monitoring taking account with radiolocation system with aperture synthesizing mode

Maistrenko E. V.
Concern "VEGA", Moscow

In this work radio image (RI) including three-dimensional radio image creation methods taking account aperture synthesizing (RAS) operating mode with antenna phase center (APC) movement imitation by switching transceivers are confirmed.

Aperture synthesizing process taking account with APC continuous real movement allows to create detailed RI. However similar process could be realized by serial coherent switching of defined number of transceivers, which have fixed location. In this case receiving signal is converted from continuous to pulse then, as reference signal could be generated as continuous, incessant.

This approach allows to create RI of interesting area not worse than in case of

APC real movement, however is more comfortable during earth radiomonitoring.

In this work imitation modeling of algorithms and comparison with traditional monitoring system methods are given. It's showed, that resolution in both coordinates, as in case of circular APC movement will be identically high and provided by coherent signal processing without impulsive modulation.

Created radio image allows to get view of surrounded space with resolution, better than with using of real antenna. Given approach could be used in creation of monitoring systems for mobile and stationary carriers during observation different objects.

Signal processing algorithm and output response with present way of trajectory signal processing, and also two and three dimensional radioimages in different observation areas are given.

6. Робототехника, интеллектуальные системы и авиационное вооружение

6. Robotics, Intelligent Systems and Aircraft Armament

Перспективные концепции построения комплексов бортового оборудования

Антипов В.В., Захаров И.В., Поляков В.Б.
МАИ, г. Москва

На примере военных программ США “DAIS”, “Pave Pillar” и “Pave Parse” анализируются пути создания перспективных комплексов. Основная тенденция – переход от федеративного построения к полной интеграции систем радиочастотного диапазона в единый комплекс на основе формирования многодиапазонной активной фазированной антенной решетки (АФАР) и совместной обработки информации различной физической природы.

Разработанная архитектура предусматривает функциональную и физическую интеграцию аппаратуры. Функциональная интеграция направлена на объединение, корреляцию и анализ потоков информации от различных средств для координации и совместной работы различных датчиков и устройств отображения информации, оценки обстановки и действий противника для принятия решения, обнаружения и распознавания целей, выбора траектории полета и управления оружием. Физическая интеграция предусматривает объединение на едином шасси, стойке, в блоке с обеспечением гибкой связи в реальном масштабе времени между функциональными элементами ранее физически обособленных средств. Интеграцию оборудования планируется проводить за счет широкого применения новой элементной базы, включая монолитные СБИС, оптические средства передачи и преобразования информации. При этом существенное внимание уделяется принципам стандартизации модулей и конструктивных элементов.

Реализация этих тенденций определяет облик перспективного комплекса самолета, который можно представить в виде решения отдельных функциональных задач, таких как, обнаружение и атака наземных (морских) или воздушных целей, обеспечение обороны самолета, полет по маршруту и эффективное преодоление ПВО противника, радиосвязь с командным пунктом и между самолетами, в том числе через космические средства и ряд других задач.

Future concept of construction of complex on-board equipment

Antipov V.V., Zakharov I.V., Polyakov V.B.

MAI, Moscow

On the example of US military programs "DAIS", "Pave Pillar" and "Pave Pave" examines ways to create advanced systems. The main trend - the transition from federal to build a complete system integration of radio frequency in a single complex on the basis of the formation of a multi-band active phased array antenna and joint processing of different physical nature.

The developed architecture provides the functional and physical integration of the equipment. Functional integration aims at bringing together, correlation and analysis of the flow of information from a variety of means to coordinate and collaborate various sensors and display units, assess the situation and the actions of the opponent to make a decision, detection and identification purposes, select the flight path and the control arms. The physical integration aims at integrating in a single chassis, rack, block ensuring flexible communication in real time between the functional elements previously physically separate funds. Integration of equipment will be carried out due to the wide application of the new element base, including monolithic large scale integrated circuits, optical transmission and transformation of information. At the same time, considerable attention is paid to the principles of standardization of modules and components.

Implementation of these trends defines the appearance of perspective complex plane, which can be presented as solutions of certain functional tasks, such as detection and attack ground (sea) and air targets, ensuring the defense of the aircraft, flight route and effective overcoming enemy air defense, radio communication with the command point and between the aircraft, including through space-based weapons and a number of other tasks.

Использование программного комплекса EULER для имитационного моделирования систем авиационного вооружения

Беклемищев Ф.С.

МАИ, г. Москва

В настоящее время в мировой практике для имитационного моделирования работы сложных механических систем активно используются программные комплексы, реализующие технологию автоматизированного динамического анализа многокомпонентных механических систем (ММС), применение которых позволяет оперативно решать большое количество задач. В России одним из представителей подобного класса программ является программный комплекс (ПК) EULER, разработанный специалистами АО «АвтоМеханика».

Задачи моделирования сводятся к задаче расчёта кинематики и динамики системы жестких и деформируемых тел, связанных кинематическими связями, упругодемпфирующими элементами (пружинами, амортизаторами, отбойниками, конструктивными жесткостями и т.д.) и приводами, а также могут иметь в своём составе гидравлические, пневматические и электрические системы, элементы систем контроля и управления (датчики, логические преобразователи, исполнительные органы управления и т.д.) и другие компоненты. По установленным в ПК EULER правилам описания работы механической системы автоматически формируется математическая модель её динамики. Уравнения этой математической модели в технологии автоматизированного динамического анализа ММС построены на точных законах классической механики, учитывающих большие перемещения и нелинейность характеристик взаимодействия, что позволяет говорить об адекватности формируемых моделей. По сравнению с традиционным подходом к исследованию динамики сложных механических систем, при котором производится «ручное» формирование уравнений и их программирование, технология автоматизированного динамического анализа обеспечивает существенное уменьшение времени создания динамических моделей сложных объектов, высокую гибкость по их перенастройке и высокое качество получаемых результатов.

ПК EULER обеспечивает следующие основные возможности для имитационного моделирования:

- автоматическое формирование уравнений математической модели движения ММС в нелинейной постановке с учетом больших перемещений частей относительно друг друга (при этом уравнения автоматически переформируются при изменениях в структуре механической системы в процессе её движения);
- автоматическую сборку общей модели ММС из моделей её агрегатов и подсистем, обеспечивающую простоту создания сложных моделей;
- полную параметризацию задания объектов механической системы;
- синхронизацию процессов интерактивного создания объектов ММС и их описания в виде текстового файла на специальном языке, возможность описания и редактирования объектов как с помощью диалоговых средств, так и в текстовом редакторе;
- визуализацию процесса работы моделируемой ММС.

Представленные возможности ПК EULER позволяют решать задачи в самых различных областях, в том числе и в области систем авиационного вооружения, где возможно решение следующих задач:

- моделирование пуска ракеты с самолёта с использованием авиационного катапультного или пускового устройства;
- моделирование механизмов и процессов отделения полезных нагрузок;
- моделирование полёта изделия с учётом упругих колебаний конструкции, изменения массы и работы системы управления и т.д.

В настоящей работе представлены результаты разработки моделей для решения данных задач.

Utilizing of the Software Package EULER for simulation modeling of aircraft weapon systems

Beklemischev F.S.

MAI, Moscow

Software packages implementing the technology of automated dynamic analysis of multibody systems (MBS), whose utilization allows quick solving of many problems, are being actively utilized in the world practice for simulation modeling of complex mechanical systems. In Russia, one of the representatives of such software class is the Software Package (SP) EULER developed by experts of the “AutoMechanics” JSC.

Modelling problems are reduced to the problem of calculating kinematics and dynamics of a system of rigid and deformable bodies connected with kinematic constraints, elastic damping elements (springs, shock-absorbers, bump stops, constructional stiffnesses, etc.) and drives, and also can include hydraulic, pneumatic and electric systems, monitoring and control systems' elements (gauges, logic converters, executive control elements, etc.) and other components. Based on the rules of describing the work of a mechanical system, established in SP EULER, a mathematical model of its dynamics is automatically formed. The equations of this mathematical model in the technology of an automated dynamic analysis of MBS are based on the precise laws of classical mechanics, which take into account large movements and nonlinearity of interaction characteristics, that allows talking about adequacy of the models being formed. In comparison with the traditional approach to studying dynamics of complex mechanical systems, in which “manual” formation of the equations and their programming are carried out, the automated dynamic analysis technology ensures considerable reduction in time of creating dynamic models of complex objects, high flexibility in their readjustment and high quality of the results obtained.

SP EULER offers the following main simulation modeling capabilities:

- automated formation of the equations for the mathematical model of MBS motion in nonlinear arrangement, taking into account large movements of the parts in relation to each other (the equations are

automatically reformed if there are changes in the mechanical system's structure and movement process);

- automated assembling of the general MBS model from the models of its units and subsystems, ensuring simplicity of creating complex models;
- full parametrization of setting the mechanical system's objects;
- synchronization of the processes of interactive creation of MBS objects and their description in the form of a text file in a special language. The possibility of describing and editing objects both by means of dialogue means and in a text editor;
- visualization of the process of work of the MBS being modeled.

The presented SP EULER's capabilities allow to solve problems in varied areas including the field of aircraft weapon systems where solving of the following problems is possible:

- modelling of missile launching from an aircraft with the use of an aviation catapult or launching device;
- modelling of the payload separation mechanisms and processes;
- modelling of the product's flight, taking into account elastic vibrations of the construction, change in weight and work of the control system, etc.

This paper presents the results of development of the models for solving the aforementioned problems.

Разработка программно-аппаратного комплекса повышающего эффективность применения разведывательных беспилотных летательных аппаратов

Большаков К.К.
МАИ, г. Москва

Развитие современных технологий позволяет сегодня беспилотным летательным аппаратам (БЛА) успешно выполнять такие функции, которые ранее были им недоступны или выполнялись другими силами и средствами.

В настоящее время основной проблемой осуществления эффективной разведки является ограниченная пропускная способность канала передачи данных с БЛА на наземную станцию. Получаемый при работе оптико-электронной аппаратуры летательного аппарата объем данных является избыточным, что в совокупности с объемом видеоданных создает проблему оперативного доведения необходимой информации до центра управления.

В настоящем исследовании для возможности радиоканала с заданной пропускной способностью было принято решение снизить информационную нагрузку на канал передачи данных за счет снижения избыточности получаемой и накапливаемой информации.

В канале передачи данных указанная избыточность образуется главным образом из-за перекрытия кадров оптико-электронной съемки местности. Данная проблема устранима при помощи предварительной обработки массива данных на борту посредством «склеивания» полученных изображений (кадров).

Разработан программно-аппаратный комплекс, который позволит производить автоматическое склеивание изображений с минимальным участием пользователя и высоким быстродействием. За основу были взяты алгоритмы процесса «склеивания» изображений, состоящего из четырех этапов:

- Выделение точек интереса на изображении.
- Определение корреляционной зависимости между этими точками.
- Определение модели преобразования координат по точкам с корреляционной зависимостью.
- «Склеивание» с использованием найденной модели.

Решена задача совершенствования организации канала передачи данных повышенной пропускной способности, путем уменьшения избыточности передаваемой видеoinформации, что позволило оптимизировать процесс обработки видеоданных в системе «борт-земля» и повысить эффективность выполнения задачи по получению разведданных.

В процессе разработки были проанализированы комплексы сходного назначения, составлен алгоритм программы, проведены экспериментальные исследования результатов работы. Все применяемые в комплексе алгоритмы можно значительно оптимизировать по времени выполнения, а процесс вычислений легко поддается распараллеливанию.

Development of hardware and software system for increasing the effectiveness of using surveillance unmanned aerial vehicles

Bolshakov K.K.
MAI, Moscow

Development of modern technologies makes it possible today for unmanned aerial vehicles (UAV) to successfully accomplish those functions which used to be unavailable to them or to accomplish them with other tools.

At the present moment the main problem of effective surveillance is limited capacity of the data communications channel from UAVs to the earth station. Data volume, received from electro-optical equipment of an aerial vehicle, is excessive. In conjunction with video data volume it is difficult to pass the necessary information to the command center.

In this research it was decided to decrease the information load on the data communications radio channel by lowering the excessiveness of received and cumulated information.

The above-mentioned data excessiveness is principally formed because of electro-optical mapping frame overlap. This problem can be disposed with the help of preliminary mass-data processing on the board by “matching” the received images (shots).

We developed hardware and software system which will make it possible to automatically match images with minimal user involvement and high-speed operation. It is based on the algorithms of the “matching” process which consists of four stages:

- Detecting points of interest of the image.
- Defining the correlation dependence between these points.
- Defining the model of coordinate mapping between the points with correlation dependence.
- “Matching” based on the determined model.

We solved the problem of improving the data communication channels with strong bandwidth by lowering the excessiveness of transported video data. This made it possible to optimize downlink video-data processing and to raise the effectiveness of intelligence data acquisition.

Underway we analyzed systems of similar purposes, worked out program flow, undertook experimental studies of the working data. All the system algorithms can be time-optimized; the computational process can be easily parallelized.

Использование роевого интеллекта для планирования маршрутов облета площадных целей массивом БЛА

Гринько А.С.
МАИ, г. Москва

В данной работе рассматривается задача планирования облета площадной цели массивом беспилотных летательных аппаратов (БЛА), оптимального в смысле выбранных критериев.

Площадные цели задаются в виде множества контрольных точек, расположение которых зависит от поставленной задачи.

Рассматривается применение роевого интеллекта для планирования коллективного поведения децентрализованного самоорганизующегося массива БЛА.

Целью данной работы является решение задачи планирования коллективного поведения массива БЛА, а так же проведение компьютерного моделирования алгоритмов роевого интеллекта применительно к рассматриваемой задаче.

В качестве критерия оптимальности был выбран минимальный суммарный пройденный путь всеми БЛА массива.

По условиям моделирования роевой интеллект заложен в бортовой компьютер каждого БЛА, и задача планирования решается каждым агентом роя отдельно с учётом полученной информации от других агентов роя. Задача решается во время выполнения полётного задания и зависит от ситуации на каждый момент времени.

В качестве алгоритма роевого интеллекта был выбран муравьиный алгоритм, с помощью которого решается задача k-коммивояжеров. Решением этой задачи является совокупность оптимальных по выбранному критерию маршрутов для массива БЛА.

Routing target areas with UAV array swarm intelligence

Grinko A.S.

MAI, Moscow

In this paper we consider the problem of planning target area flight routes of unmanned aerial vehicles (UAV) array, optimal in terms of the selected criteria.

Target area is defined as a set of control points, located depending on the current task.

We consider the application of swarm intelligence to plan the collective behavior of decentralized self-organized array of UAVs.

The purpose of this paper is to solve the problem of planning the collective behavior of the UAV array, as well as conducting computer modeling algorithms of swarm intelligence in relation to this problem.

The optimal criterion was selected as minimal total distance traveled by all UAV array.

According to the conditions of modeling swarm intelligence is incorporated in the on-board computer of each UAV, and the problem is solved by every swarm agent separately, considering the information received from the other swarm agents. The problem is solved in every flight job, depending on the situation at the moment.

As a swarm intelligence algorithm been the Ant Algorithm has chosen. The same algo is applicable to the Traveling Salesman Problem. The solution to this problem is a set of UAV array optimal routes for the selected criteria.

Психофизиологическая надежность летчика в полете

Дворников М.В., Меденков А.А., Нестерович Т.Б.

МАИ, г. Москва

Эффективность пилотирования и маневрирования авиационных комплексов и безопасность полетов определяется не только тактико-техническими характеристиками, но и психофизиологическими

возможностями летчика. Учет этих возможностей при создании авиационной техники представляется актуальным направлением повышения эффективности ее эксплуатации и конкурентоспособности. Основными направлениями такого учета является обеспечение пространственной ориентировки летчика в полете и маневрирования с большими и продолжительными перегрузками и перепадом высот. Решение этой задачи предполагает инженерно-психологическое проектирование средств отображения информации и создание систем интеллектуальной поддержки летчика на основе знания психофизиологических механизмов пространственной ориентировки в условиях конфликта между восприятием инструментальной информации и субъективными ощущениями положения при отсутствии его объективного контроля. Кроме того, необходимо учитывать влияние перегрузок, дыхания под избыточным давлением и гипоксии при маневренных полетах на функциональное состояние летчика и ограничение его возможностей по восприятию и преобразованию информации, принятию решения, оценки своего состояния и выполняемых действий.

Технологии такого учета предполагают проведение лабораторных, полунатурных и летных экспериментов в условиях моделирования факторов маневренного полета и использования средств поддержания работоспособности и управления функциональным состоянием. Необходимость экспериментального обоснования конструкторских решений по обеспечению работоспособности летчика и возможности решения им полетных заданий предусматривается требованиями эргономики в техническом задании на разработку образца техники. Выполнение этих требований проверяется на этапах конструкторских, государственных и войсковых испытаниях специально разработанными методами по показателям профессиональной деятельности летчика.

Невыполнение или игнорирование этих требований создает условия и предпосылки для ошибочных и несвоевременных действий летчика, способных привести к авиационным инцидентам и происшествиям. Анализ таких случаев, считающихся следствием человеческого фактора, показал, что в их основе лежат недостатки проектирования авиационной техники и подготовки летного состава, связанные с невыполнением требований по учету психофизиологических характеристик и возможностей летчика и обоснованию конструкторских решений с моделированием условий и воздействий факторов полета.

Psychophysiological reliability pilot in flight

Dvornikov M.V., Medenkov A.A., Nesterovich T.B.
MAI, Moscow

Effectiveness of piloting and maneuvering of aircraft and safety of flights is determined not only by the tactical-technical characteristics, but also psychophysiology opportunities of pilot. Consideration of these features is viewed as actual direction of increasing the competitiveness and exploitation of aviation technics. The main directions of this consideration are to provide spatial orientation in flight and to support the pilot's maneuvering with large and lengthy acceleration and height difference.

This task involves engineering and psychological design of information display and development of pilot intellectual support systems based on knowledge of the psychophysiological mechanisms of spatial orientation in the condition of conflict between the perception of tool information and subjective impressions of the situation in the absence of its objective control.

In addition, the influence of overloads, breathing under pressure and hypoxia during maneuvering flight on the functional status of the pilot and limit of his ability to perceive and transforming information, take decision, evaluate their condition and active must be considered. Such technologies include laboratory, semi natural test and flight experiments in condition of modeling maneuverable flight factors and using of means and management of functional health status.

The need for experimental substantiation of engineering decisions to ensure the health and ability of the pilot and his opportunity to complete flight purposes is provided by requirements of ergonomics in the technical task on the development of a specific technique.

Compliance of these requirements shall be verified on the stages of design, state and service testing of aircrafts by specifically developed methods using indicators of pilot's professional activity.

Failure to comply and ignoring these requirements creates the conditions and prerequisites for the erroneous and no adequate of pilot's actions that able become the reason for the aviation incidents and accidents.

Analysis of these cases considered as consequence of human factors, showed that they based on disadvantages of aeronautical technique design and training flight crews, associated with non-compliance requirements for the consideration of psycho-physiological characteristics and capabilities of the pilot and to the justification for design decisions with modeling conditions of flight and impacts of its factors.

Управление группой беспилотных летательных аппаратов в режиме радиомолчания

Кадыров Я.Р.
МАИ, г. Москва

Рассматривается задача нанесения авиаудара группой беспилотных летательных аппаратов (БЛА) в режиме радиомолчания по неоднородной рассредоточенной наземной цели. В связи с прогрессом возможностей современных средств радиоэлектронного противодействия (РЭП) по вскрытию и перехвату каналов радиообмена, предлагается разработать алгоритм управления группой БЛА в режиме радиомолчания. Групповое управление подразумевает задачу оптимизации действий всех участников группы, направленных на достижение максимума групповой эффективности. В случае радиомолчания каждый БЛА за счет бортовых локационных средств идентифицирует цели и другие БЛА в зоне обнаружения и действует согласно собственному оптимальному плану целераспределения, составленному на основе имеющейся информации. Критерий оптимальности рассматривается в качестве функции двух факторов: ущерба, нанесенного противнику при атаке цели, и времени, затраченному для атаки цели.

Таким образом, групповое управление в режиме радиомолчания предполагает последовательное решение следующих задач:

- идентификация целей и других БЛА в зоне обнаружения;
- оценка потенциального ущерба при атаке цели и времени, затраченного для атаки для каждого БЛА в зоне обнаружения;
- определение оптимального плана целераспределения.

В отличие от коллективного группового управления эффективность предлагаемого алгоритма не зависит от работы средств РЭП и от количества участников группы. Применение алгоритма группового управления в режиме радиомолчания обеспечивает группе скрытный полет, повышает вероятность успеха боевой операции.

The group management of unmanned aerial vehicles in the radio silence mode

Kadyrov J.R.
MAI, Moscow

The problem of application of air strikes the group of unmanned aerial vehicles (UAVs) in the mode of radio silence on heterogeneous distributed ground targets. Due to the progress of modern electronic countermeasures (ECM) for opening and interception of radio traffic channels, it is proposed to develop a control algorithm for the UAVs group in the mode of radio silence.

Group control refers to the problem of optimization of actions of all participants of the group to achieve maximum group efficiency. In the case of radio silence every UAV due to the onboard sensors identifies goals and neighbouring UAVs in the detection area and operates according to its own optimum plan of target distribution, based on the available information. The optimality criterion considered as a function of two factors: the losses inflicted on the enemy when attacking the target, and the time spent to attack the target.

Thus, group management, based on mode of radio silence suggests to undertake the following tasks:

- target and neighbouring UAVs identification in the detection area,
- estimation of potential damage of the attack target and the time spent to attack for each UAV in the detection area.
- determining an optimal plan of target distribution.

In contrast to the collective group control the effectiveness of the proposed algorithm does not depend on any means of ECM or the number of members of the group. The application of the algorithm of group control in radio silence mode allows to keep a secret the group flight, thus, increasing the probability of success of military operations.

Возможности и ограничения интеллектуальной поддержки летчика

Козлова Н.М., Меденков А.А., Нестерович Т.Б.

МАИ, г. Москва

Информационное обеспечение летчика является основой его профессиональной надежности и принятия эффективных решений. Особую роль играет предупредительное информирование летчика о возможном усложнении условий полета, появлении факторов и обстоятельств, требующих учета для выполнения полетного задания и безопасности полета. Однако при разработке аппаратно-программного обеспечения такого информирования необходимо учитывать психофизиологические особенности переключения и распределения внимания, возможности одновременной и последовательной переработки информации разной модальности и субъективную иерархию важности и последовательности выполнения необходимых действий. Кроме того, подлежат учету закономерности включения человека в систему управления и сложность преобразования информации в условиях дефицита времени.

Психофизиологические рекомендации, подлежащие учету при создании средств интеллектуальной поддержки летчика, выявлялись в экспериментальных условиях. Исследования проводились в интересах определения сложности концептуальной модели решаемой задачи, обеспечивающей максимально быстрое и эффективное включение в

процесс ее решения при изменении ситуации или воздушной обстановки.

Психофизиологические закономерности, подлежащие учету в интересах улучшения пространственной ориентировки летчика, проводились на летном тренажере при решении задач различной сложности и воздействии факторов полета, вызывающих специфическую и неспецифическую напряженность.

Психофизиологические закономерности, подлежащие учету при информационной поддержке летчика в зависимости от его функционального состояния, проводились по результатам анализа радиообмена экипажей со специалистами по управлению полетами вне воздушных трасс.

В результате исследований были получены многофакторные модели решения задач летчиком, учитывающие уровень его специфической и неспецифической напряженности, а также ограниченные возможности преобразования информации при изменениях функционального состояния в полете.

Обобщение и анализ материалов исследования стали основой обоснования требований к разработке и рекомендаций по программно-аппаратному обеспечению экспертных систем и средств интеллектуальной поддержки летчика. Предложена технология инженерно-психологического проектирования систем переключения внимания летчика на переработку новой информации и завершения начатых операций по выполнению полетного задания и обеспечению безопасности полета.

Possibilities and limitations of aircrew intellectual support

Kozlova N.M., Medenkov A.A., Nesterovich T.B.

MAI, Moscow

Informational support of the aircrew is the basis of his professional reliability and making of effective decisions. A special role is played by a preliminary informing the aircrew about a possible complication of the flight conditions, and appearance of factors and circumstances requiring accounting to perform flight tasks and flight safety. However, the development of hardware-software means of such informing must take into account the physiological features of the focus shift and the distribution of attention, possibilities of parallel and sequential conversion of information of different modality and the subjective importance of hierarchy and sequence of performing of necessary actions.

In addition, particularities of operator inclusion in the system of management and complexity of information convert in condition of time deficit must be accounted.

Psychophysiological recommendations for accounting during development of intellectual support pilot received substantiation under experimental conditions.

The studies were conducted in order to identify the complexity of conceptual model of task decision, ensuring timely and effective inclusion in the process of its solving during the changing of air situation or circumstances.

Psychophysiological processes and mechanisms that should be considered for improving the aircrew spatial orientation were identified on the flight simulator following a decision of tasks of varying complexity and impact flight factors as reasons of specific and nonspecific tension.

Psychophysiological processes and mechanisms that should be considered for informational support of pilot depending on his functional state were identified following an analysis of the radio conversations of crew with specialist of flights control.

As a result, multi-factor models of solving the tasks of pilot, which took into account level of his specific and nonspecific tension and limited possibility of converting the information under the changing of pilot functional status in flight, were obtained.

Generalization and analysis of research materials became the basis for substantiation of design requirements and recommendations for hardware-software development of expert systems and means of intellectual support for the pilot.

There is offered the technology of engineering and psychological design of pilot attention-switching systems on processing new information and completing of initiated actions for solving flight task and ensure flight safety.

Применение расширенного фильтра Калмана к синтезу и анализу алгоритмов оценивания в навигационных системах по магнитным полям

Колосовская Т.П.

МАИ, г. Москва

Целью настоящего научного исследования является решение задачи синтеза и анализа алгоритмов обработки сигналов для навигационных систем (НС) летательных аппаратов (ЛА), а также других подвижных объектов различного военного и гражданского назначения, использующих в качестве источника информации аномальное магнитное поле Земли (МПЗ).

Трехкомпонентный феррозондовый магнитометр, установленный на ЛА или другом носителе, используется в качестве датчика МПЗ в присутствии окружающих ферро магнитных элементов и служит для формирования вектора нелинейных измерений совместно с вектором

шумов измерений. Решение задачи синтеза и анализа алгоритмов в работе было получено на основании методов теории фильтрации и идентификации с применением расширенного фильтра Калмана (РФК), и синтезирован алгоритм, позволяющий оценивать магнитный курс ЛА, а также магнитное наклонение (угол, образованный полным вектором напряженности магнитного поля и его проекцией на горизонтальную плоскость), модуль вектора напряженности МПЗ и коэффициенты Пуассона, характеризующие постоянное и индуктивное намагничивание, для определения точного географического положения ЛА. Полученные для выведенных адаптивных схем фильтрации результаты математического моделирования отражают поведение оценок вектора состояния, ошибок оценивания, ковариационной матрицы ошибок оценивания и апостериорной плотности вероятности на интервале наблюдения со сравнительным анализом для различных условий, при различных начальных значениях и векторах гауссовых белых шумов моделей состояния системы и измерений с соответствующими интенсивностями, для имитации воздействия внешней среды на систему, с учетом карт магнитного склонения. Таким образом оцененный магнитный курс может служить 1) необходимой информацией для формирования истинного курса в бортовом компьютере комплексных НС, в различных режимах: радиомолчания; молчания РЛС; при полете над участками суши с малоинформативным рельефом, такими, как пустыни, акватории и т.д., а также 2) как метод коррекции накапливающихся ошибок инерциальных НС.

Синтезированные алгоритмы и НС по МПЗ обеспечивают высокую эффективность и точность оценивания курсовой информации и позволяют полностью отказаться от проведения трудоемких и дорогостоящих девиационных работ, характерных для традиционных алгоритмов.

Сложная задача совместного оценивания вектора состояния и параметрической идентификации по-прежнему остается открытой областью в классе схем адаптивной фильтрации. В данной работе предлагается новый подход к ее решению, состоящий в распространении адаптивного оценивания на основе РФК для классических стохастических динамических систем с детерминированной структурой на случай обработки сигналов и параметрической идентификации в стохастических НС по МПЗ со случайной структурой или переключающимися параметрами, когда векторы состояния и параметров представляют собой марковские процессы.

The application of an extended kalman filter to synthesis and analysis of estimation algorithms for magnetic navigation systems

Kolosovskaya T.P.

MAI, Moscow

The purpose of the present scientific research is the solutions of the problem of signal processing algorithms synthesis and analysis for magnetic field navigation system (NS) of an aircraft or the like for military and civil applications.

A three axis orientation magnetometer mounted on an aircraft or on a vehicle is used for sensing the earth's magnetic field in the presence of the surrounding ferrous materials and for forming the nonlinear measurement vector with the measurement noise vector.

The solutions of the problem of algorithms synthesis and analysis were obtained by using the suboptimal extended Kalman filter (EFK) which allows to estimate the magnetic course of an aircraft, the inclination angle (the angle a vector representing the total magnetic field makes with its trace on a horizontal plane), the module of the magnetic-field strength vector and the Poisson's coefficients, indicating the constant and the inductive magnetization for determining the precise geographic location of the aircraft. Computer simulation results of the derived adaptive filtering schemes reflect the behavior of the state vector estimates, the estimates errors, the covariance matrix, and the a posteriori hypothesis probability density with comparison for different conditions with different initial values and different Gaussian white noises vectors of the system state and of the measurements with corresponding variances, for imitation of environmental influences on the system taking into account the declination maps.

The estimated magnetic course can serve 1) as necessary information for the true course computing on board of NS, in the radar silence and radio silence modes, during a flight above surface areas with uninformative relief such as deserts and oceans, and 2) as a method of errors correction for inertial NS.

The proposed algorithms and magnetic NS provide high efficiency and estimation accuracy comparing with other existing navigation algorithms and permit to abandon the performing of laborious and expensive magnetic deviation work inherent for traditional algorithms.

A complicated problem of the state vector estimation together with parameter identification is still an open area in the class of adaptive filtering schemes. The purpose of this paper is to propose new approach of the extension of EFK adaptive estimation in the classical stochastic dynamic systems with deterministic structure to the case of signal processing and parameter identification in stochastic magnetic NS with random structure or

with switching parameters when the state vector and the parameter vector are the Markov parameter case.

Разработка «Роботизированной системы метания разминирующего заряда»

Кореньков К.В.
МАИ, г. Москва

Целью данной работы является разработка роботизированного комплекса для оперативного создания прохода в минном поле. Проход должен составлять не менее 3 метров по ширине и не менее 150 метров в длину. Время полного цикла разминирования от выхода на позицию до освобождения прохода должно составлять не более 3..4 минут.

В настоящее время, в рамках боевых действий, существует необходимость оперативного преодоления минных полей противника:

- в рамках форсирования передовой линии;
- в рамках передвижения в тыловой зоне для преодоления дистанционно установленных минных полей противника.

Эти задачи в российской армии решаются применением установки УР-77, обслуживаемой саперным отделением численностью в 8-10 человек.

Текущая статистика применения показывает, что среднее время жизни на передовой для данного типа установок составляет 5 минут. Время необходимое для отработки установки составляет 7..10 минут. Они становятся приоритетными мишенями для противника в целях:

- предотвращения прямой их функции;
- нанесения ущерба использующей стороне (в установке до 1,2т ВВ).

Для обеспечения выполнения задачи в данной работе проводится разработка роботизированной системы, которая позволит решить следующие задачи:

- создать комплекс в форме отдельного модуля, пригодного для перевозки различными типами транспортных средств;
- обеспечить работу комплекса без непосредственного присутствия оператора, в автоматическом режиме и/или в режиме удалённого управления;
- обеспечить время полного цикла обработки не более 3..4 минут с момента активации на боевой позиции;
- улучшить характеристики существующих образцов по общей возможной длине и ширине прохода, при сохранении или снижении текущих массогабаритных характеристик подобных систем.

Для решения данных задач создаются механико-математические модели которые позволяют просчитать факторы метания заряда

разминирования, как основного рабочего элемента данной системы. Это обеспечивает оптимальную работу данного элемента, как по скорости отработки цикла, так и по точности окончательной укладки разминирующего заряда на преодолеваемое минное поле.

Так же разрабатываются ряд средств автоматизации, которые позволяют осуществлять подготовку, наведение и отстрел заряда метания, а так же его необходимую компоновку для выполнения поставленной задачи в автоматическом режиме, либо под управлением удалённого оператора.

Development of “Demining charge thrower robotic system”

Korenkov K. V.

MAI, Moscow

The aim of this work is to develop robotic systems for rapid creation of passage in a minefield. The passage must be at least 3 meters in width and at least 150 meters in length. Time of the full cycle of demining from the entering demining position before the release of passage shall not exceed 3..4 minutes.

Currently, during military action, there is a need to rapidly overcome minefields of the enemy:

- When forcing the front line;
- When moving forces in the rearward to overcome remotely installed enemy minefields.

In the Russian army these problems are solved by using the UR-77 equipped with demining squad contained 8-10 people.

Current statistics of such applications shows that the average lifetime at the forefront for this type of setting is 5 minutes. The time that is required for demining cycle is 7..10 minutes. They become priority targets for the enemy in order to:

- Prevent their direct functions;
- Damage to Demining side (installation carries up to 1.2 tons of explosives).

In order to complete the task within this work is carried out to develop a robotic system that will achieve the following objectives:

- Create a complex in the form of a single module suitable for the transport by various types of vehicles;
- Provide complex that will operate without the direct presence of the operator by automatic and / or remote control mode;
- Ensure that full cycle processing will take no more than 3..4 minutes after activation at combat position;

- Improve the performance of existing models on the total possible length and width of the passage, while maintaining or reducing current weight and size characteristics of such systems.

To solve these problems we create mechanical and mathematical models that allow us to calculate factors of demining charge throwing, as the main working element of this system. This provide optimal characteristic of this element, by the demining cycle speed and by accuracy of the final placement of demining charge at forcing minefield.

Also developed a number of automation tools that will provide preparation, aiming and demining charge shooting, as well as its layout needed to accomplish the task in an automatic mode or under the control of a remote operator.

Алгоритм автоматического управления продольным движением беспилотного летательного аппарата на этапе полной посадки

Кулифеев Ю.Б.¹, Нестеров В.А.², Миронова М.М.²

¹МНПК «Авионика», ²МАИ, г. Москва

Посадка БПЛА самолётного типа является сложным и потенциально опасным завершающим этапом полёта. Успех выполнения посадки зависит от таких факторов как летные характеристики БПЛА, вид траектории снижения при посадке, возможности бортового оборудования, используемого для обеспечения посадки, характеристик аэродрома, возможности аэродромных систем посадки, а также от метеоусловий в районе посадки [1].

Как правило, в настоящее время на этапе посадки на наземный аэродром снижения БПЛА осуществляется по траектории прямой глиссады с углом наклона в пределах 2-3 градуса вплоть до касания колёсами шасси ВПП. При таком снижении в отсутствии траектории выравнивания происходит весьма жёсткая посадка БПЛА, что особенно нежелательно для тяжёлых БПЛА.

В данной работе предлагается использовать на этапе полной посадки для тяжёлого БПЛА такой вид траектории снижения, который обеспечивает ему мягкую посадку.

Для отработки желаемой траектории снижения БПЛА при посадке на наземный аэродром вплоть до полной остановки использовался метод математического моделирования.

В качестве объекта исследования был выбран БПЛА самолётного типа военного назначения тяжёлого класса. Математическая модель объекта включала в себя аэродинамическую и динамическую модели пространственного движения БПЛА как твёрдого тела, модель тяги двух двигательной силовой установки, модель трёхколёсного упругого шасси с поворотной носовой стойкой и модели ветровых возмущений.

Для управления движением БПЛА использовались алгоритмы автоматического управления, синтезированные по методу обратных задач динамики [2].

Полученные в работе результаты моделирования предложенного режима полной посадки подтверждают обоснованность выбора траектории выравнивания в виде полинома третьего порядка. При таком виде желаемой траектории выравнивания обеспечивается мягкая посадка БПЛА, исключающая возможность возникновения аварийных ситуаций в момент перехода траектории воздушного полёта в движение по поверхности аэродрома.

Список литературы:

Котик М. Г. Динамика взлета и посадки самолетов. – М.: Машиностроение, 1984.

Крутько П. Д. Обратные задачи динамики управляемых систем. Нелинейные модели. – М.: Наука, 1987.

Unmanned aerial vehicle automatic control algorithm of the longitudinal movement at the full-stop landing stage

Kulifeev Y.B.¹, Nesterov V.A.², Mironova M.M.²

¹MRPC “Avionica”, ²MAI, Moscow

Landing of an airplane-type UAV is a complicated and potentially dangerous final stage of the flight. Landing success depends on such factors as UAV flight performance, landing descent trajectory configuration, capabilities of the onboard equipment used for landing, aerodrome characteristics, capabilities of the aerodrome landing systems, as well as on meteorological conditions in the landing area[1].

Generally, now at the stage of field landing the UAV descends along the straight glide path with a slope within 2...3 degrees down to runway contact with landing gear. Under such descent without flare path the UAV landing is hard, which is especially undesirable for heavy UAVs.

This article proposes using such a descent trajectory of a heavy UAV at the stage of the full-stop landing that ensures the UAV soft landing.

The mathematical model approach was used to develop a required UAV descent trajectory for the field landing to full stop.

A heavy-duty military airplane-type UAV was selected as the subject of the research. The mathematical simulation consisted of the aerodynamic and dynamic model of spatial motion of the UAV as a solid body, model of twin-engine power-unit thrust, model of tricycle spring landing gear with rotating nose gear and model of wind perturbations.

Automatic control procedures synthesized according to the method of inverse dynamics were used to control UAV motion [2].

Simulation results for the offered full-stop landing mode contained in the article justify the choice of the flare path in the form of the third order polynomial. That shape of the flare path supports the UAV soft landing, eliminating any possibility of emergency situations at the moment of the flight path transition into motion on the aerodrome ground.

References

Kotik M. G. Dinamika vzleta i posadki samoletov. – M.: Mashinostroenie, 1984.

Krut'ko P. D. Obratnye zadachi dinamiki upravlyaemyh sistem. Nelinejnye modeli. – M.: Nauka, 1987.

Разработка алгоритмов согласованного децентрализованного управления перестроением группы беспилотных летательных аппаратов

Михайлов Н.А.

МАИ, г. Москва

При решении целевых задач группой беспилотных летательных аппаратов (БЛА), требуются различные построения группы. Существует множество типовых построений БЛА («пеленг», «фронт» и т.п.), которые повышают эффективность решения отдельных подзадач. Сложность проблемы перестроения БЛА в полете состоит в том, что требуется прокладывать траектории каждого БЛА, соблюдая множество критериев и ограничений, противоречащих друг другу: выдерживать интервалы и дистанции, чтобы предотвратить столкновения, проводить перестроение в минимальное время, при этом сохранять больше энергии для выполнения целевой задачи. Исследования в решение задач разработки алгоритмов управления группой БЛА проводились в [1], [2].

Целью данной работы является создание алгоритма отыскания оптимальных, в смысле минимума суммарной длины, траекторий движения отдельных БЛА в составе группы. Сформулированная проблема включает в себя, решение следующих подзадач: распределение положений БЛА в строю и определение параметров движения БЛА с учетом заданных ограничений. В качестве ограничений приняты: максимальная скорость движения БЛА, минимальные и максимальные дистанции и интервалы между аппаратами. Задача распределения решается с применением генетического алгоритма.

Результатом работы является алгоритм управления группой БЛА и компьютерное моделирование работы алгоритма, проведенное с использованием разработанного программного обеспечения, на базе MATLAB Simulink и Unity3d, в качестве среды визуализации.

[1] Дьяченко Александр Александрович «Задача формирования строя в группе БПЛА» Известия Южного федерального университета. Технические науки Выпуск № 3 / том 128 / 2012.

[2]В. Н. Ефанов, С. В. Мизин, В. В. Неретина«Управление полетом БПЛА в строю на основе координации взаимодействия группы летательных аппаратов» Вестник УГАТУ Том 18, № 1(62) (2014)

Algorithms development of the coordinated decentralized management of unmanned aerial vehicles group evolution

Mikhaylov N.A.

MAI, Moscow

At the target tasks solution by the unmanned aerial vehicles (UAV)group, various tactical formations is required. There is a set of standard tactical formations ("echelon", "front", etc.), which increase the solution efficiency of separate subtasks. The main complexity of UAV evolution management in flight consists in that it is required to lay each UAV's trajectories, responding a set of the criteria and restrictions contradicting each other: to maintain intervals and distances to prevent collisions, to carry out evolution to the minimum time, thus to keep more energy for performance of a target task. Researches in the solution of UAV group evolution management algorithms development problems were conducted in [1], [2].

This work's purpose is algorithm creation of trajectories search, which are a minimum of total length. The formulated problem includes the solution of the following subtasks: distribution provisions of UAV and the UAV's movement parameters determination in consideration of the set restrictions. The restrictions are: maximum UAV's movement speed, minimum and maximum distances and intervals between vehicles. The problem of distribution is solved with application of genetic algorithm.

The UAV group evolution management algorithm and the computer modeling, which is carried out with use of the developed software based on MATLAB Simulink and Unity3d, as the visualization environment, is result of work.

[1] Дьяченко Александр Александрович «Задача формирования строя в группе БПЛА» Известия Южного федерального университета. Технические науки Выпуск № 3 / том 128 / 2012.

[2]В. Н. Ефанов, С. В. Мизин, В. В. Неретина«Управление полетом БПЛА в строю на основе координации взаимодействия группы летательных аппаратов» Вестник УГАТУ Том 18, № 1(62) (2014)

Анализ причин авиационных происшествий
Нестерович Т.Б., Меденков А.А., Дворников М.В.
МАИ, г. Москва

Безопасности полетов рассматривается в качестве важного показателя конкурентоспособности авиационной техники. Ошибки экипажа лежат в основе 70-80% летных происшествий. Действия экипажа, предшествующие авиационным инцидентам и летным происшествиям, классифицируются в интересах их предупреждения при проектировании или эксплуатации авиационной техники. Используемая за рубежом классификация структуры человеческого фактора предусматривает выделение опасных действий человека-оператора, их предпосылок, неэффективного контроля и недостатков в организации летной работы.

Уровень опасных действий включает ошибочные решения, неподготовленность, ошибки восприятия и невыполнение предписанных действий. К уровню предпосылок опасных действий относятся физические и технологические факторы и условия, ограниченные возможности человека, неблагоприятное психическое или физиологическое состояние, плохое взаимодействие в экипаже и неготовность личности. На уровне неэффективного контроля выделяют отсутствие надзора, допустимость неадекватных действий, не предвидение ситуаций и пропуск нарушений. К уровню неэффективной организации относят неумелое управление и недостатки управления или организации контроля.

Анализ авиационных инцидентов выявил взаимосвязь компонентов разных уровней структуры человеческого фактора. Показана существенная связь предпосылок опасных действий с профессионально важными качествами. Готовность личности и воздействие внешних факторов были выражено связаны также с профессионально важными качествами. Неблагоприятное психическое или физиологическое состояние и плохое взаимодействие в экипаже были связаны с недостаточными навыками. Обнаружена выраженная связь опасных действий экипажа с неблагоприятными психическими и физиологическими состояниями, плохим взаимодействием в экипаже и неготовностью личности. Допустимость неадекватных действий была статистически связана с недостатками управления и организации контроля. Из этих данных следовало, что профессиональная надежность летчика и безопасность полетов во многом обеспечиваются комплексным подходом к учету человеческого фактора на всех уровнях анализа его структуры. Ошибочные и несвоевременные действия экипажа могут стать следствием упущений в организации полетов, контроля и выявления проблем и несвоевременной оценки ситуации как возможной угрозы безопасности полетов. В целом, анализ структуры

человеческого фактора как причины авиационных инцидентов и летных происшествий позволяет выявлять «слабые» звенья в цепи событий и стечений обстоятельств, имеющих трагические последствия, в том числе связанные с функциональным и психосоматическим состоянием летчика.

Analysis of the causes of accidents

Nesterovich T.B., Medenkov A.A., Dvornikov M.V.
MAI, Moscow

Flight safety is seen as an important indicator of competitiveness of aviation technology. Errors of aircrew underlie 70-80% of flight accidents. Preceding the aviation incidents and accidents actions of aircrew are classified in the interest of avoiding them during design or operation of aviation technology.

Using abroad the framework of human factors analysis and classification system allocates unsafe acts of operator, preconditions for unsafe acts, unsafe supervision and flight organizational influences.

Level of unsafe acts of operator is subcategorized as decision errors, skill-based errors, perceptual errors and violations.

On the level of the preconditions for unsafe acts the following factors are identified: physical and technological environment, physical or mental limitations, adverse mental or physiological status, crew resource management and personal readiness.

Level of unsafe supervision is subcategorized as inadequate supervision, planned inappropriate operations, failed to correct a known problem and supervisory violations.

On the level of organizational influences the following factors are identified: resource management, organizational climate and organizational process.

Analysis of aviation incidents revealed the relationship components at different levels of framework of human factors analysis related. Preconditions of unsafe acts were shown to be significantly associated with skill-based errors. Personal readiness and physical environment showed a stronger relationship also with the skill-based errors. Adverse mental and physiological status and crew resource management were associated with skill-based errors. A significant link was found between the unsafe acts of aircrew and adverse mental or physiological status, crew resource management and personal readiness. Planned inappropriate operations showed to be statistically associated with organizational climate and organizational process.

Data of researches have shown dependence of professional reliability of aircrew from integrated approach to take into account the human factor at all levels of its structure.

Errors and delayed actions of aircrew can result from gaps of flight organization, control and identification of problems and delayed assessment of the situation as a possible threat to safety.

In general, analysis of the structure of the human factor as a cause of aviation incidents and flight accidents does possible to identify “weak links” in the chain of events and coincidences of circumstances, with tragic consequences, including related to functional and psychosomatic status of the pilot.

Методика обоснования выбора структуры, состава и параметров привода с применением планетарной роликовинтовой передачи повышенной точности и надежности функционирования

Варочко А.Г., Сизанов А.В., Сова А.Н., Чайка Р.В., Носов А.С.
ФГУП «ЦЭНКИ» - «КБ «Мотор»; МАДИ, г. Москва

Цель исследования состоит в повышении точности воспроизведения заданного закона движения специального монтажно-стыковочного оборудования ракетно-космического комплекса с применением электромеханического привода на базе планетарной роликовинтовой передачи (ПРВП) с повышенной надежностью функционирования.

Сравнительный анализ механизмов и приводов линейного перемещения показал, что более целесообразно создавать электромеханические приводы с применением планетарных роликовинтовых передач (ПРВП). Научные результаты, разработанные в ходе теоретических и экспериментальных исследований, позволили обосновать новые технические решения и улучшить характеристики ПРВП, в том числе обеспечить высокую точность перемещения выходного звена, за счет следующих ее конструктивных и функциональных особенностей:

- нагрузка воспринимается всеми витками полугаек и равномерно распределяется между витками ролика;
- применяется новый тип ролика, в котором возникающая микродеформация равномерно распределяет нагрузку, увеличивая ресурс передачи;
- применяется новая форма резьбового зацепления, что уменьшает габаритный размер передачи и увеличивает ход привода;
- применяется новая форма зуба в зубчатом зацеплении между роликом и зубчатым венцом увеличивает слой смазки в зацеплении, уменьшает температуру передачи в рабочем режиме.

На базе новых научных результатов обоснована и разработана новая методика, позволяющая обосновать выбор структуры, состава и параметров планетарной роликвинтовой передачи для электромеханического привода.

Приведены результаты апробации предлагаемого научно-методического аппарата на примере фрикционной планетарной роликвинтовой передачи 48х12.

Таким образом, применение предлагаемого научно-методического аппарата при создании приводов на базе ПРВП позволяет:

- определять оптимальное значение массы привода для обеспечения заданного быстродействия без перерегулирования;
- повышать достоверность результатов теоретических и экспериментальных исследований;
- автоматизировать проектирование привода с высокими динамическими характеристиками, заданной надежностью и долговечностью и реализовать его в CAD/CAM/CAE системе.

The choice of structure, composition and characteristics of a drive using a Planetary Roller transmission of increased accuracy and reliability: methods of proof

Varochko A.G., Syzanov A.V., Sova A.N., Chayka R.V., Nosov A.S.
FSUE "TSENKI-"CB "Motor"; MADI, Moscow

The purpose of this research is to increase the accuracy of a given law of a special installation and connection equipment motion in the space-rocket complex with the usage of an electromechanical drive. This has to be done on the base of a Planetary Roller (PRVP) with increased reliability.

The comparative analysis of the mechanisms and drives of the linear transference showed that it is more appropriate to create electromechanical drives using a Planetary Roller (PRVP). The theoretical and experimental studies that were carried out made it possible to come to the scientific results which allow to validate new designs and improve the characteristics of PRVP including high accuracy of the output component transference due to the following constructive and functional peculiarities:

- capacity is received by all the coils of half-nuts and is evenly distributed among the coils of a roller;
- a new type of a roller is used when a microdeformation distributes capacity evenly increasing the resource of transmission;
- a new form of a screwed gearing is used; that decreases an overall dimension of transmission and increases the speed of a drive;
- a new form of a tooth is used in toothing between a roller and a gear ring that increases the layer of lube in gearing and decreases the temperature of transmission in operating.

New methods were validated and worked out on the basis of new scientific results. They let justify the choice of structure, composition and characteristics of a Planetary Roller transmission for an electromechanical drive. The approved results of the offered scientific and methodical body are shown by the example of friction Planetary Roller transmission 48x12.

Thus the use of the offered scientific and methodical body while making drives on the base of PRVP allows:

- to determine the optimal value of a drive mass for providing the given quick-action without an overshoot;
- To increase reliability of the results of theoretical and experimental studies;
- To automatize designing of a drive with high dynamic characteristics, the given reliability and durability and to implement it in CAD/CAM/CAE system.

Применение цифровой тензометрической аппаратуры в прочностных испытаниях АСП для определения параметров аэроупругости

Перчихин О.И., Вагапов У.Д.
МАИ, г. Москва

В настоящее время широкое распространение получили методы и средства электротензометрии, используемые в большинстве отраслей техники и во многих областях науки, в том числе находят применение в прочностных испытаниях различных авиационных средств поражения (АСП) и ЛА. Прочностные испытания этих объектов проводятся для определения параметров аэроупругости.

Явление аэроупругости наблюдается при обтекании набегающим воздушным потоком, и проявляется в таких процессах как: бафтинг – вынужденные колебания под действием нестационарного обтекания; флаттер – потеря колебательной устойчивости, вызванная взаимодействием аэродинамических упругих и инерциальных сил; дивергенция – аperiodическая потеря устойчивости. Эти процессы приводят к ухудшению управляемости, а также к деформации или разрушению конструкции.

Для исследования воздействий этих явлений на объект, проводятся предварительные натурные испытания, заключающиеся в имитации воздействий на систему, соответствующих условиям её эксплуатации, и мониторинге ее состояния, с целью выявления наиболее уязвимых участков конструкции. Результаты натурных испытаний могут быть использованы в качестве исходных данных для создания компьютерных математических моделей.

Измерения осуществляются с помощью акселерометров, позволяющих регистрировать форму колебаний, и тензодатчиков, преобразующих в электрический сигнал изгибающие и крутящие моменты в конструкции.

Основным фактором, определяющим особенности различных групп тензометрической аппаратуры, является частота измеряемого процесса, которая определяет как схемное, так и конструктивное построение, лимитирует длину соединительных линий и т.д. В качестве основы для классификации тензометрической аппаратуры целесообразно принять именно этот параметр и разделить аппаратуру на три группы:

- аппаратура для измерения статических деформаций;
- аппаратура для измерения комбинированных деформаций;
- аппаратура для измерения динамических деформаций.

Разработка такой аппаратуры – сложный и трудоемкий процесс. Тем не менее, применение методов косвенных измерений и указанной аппаратуры позволяют получить достоверные данные о состоянии системы, даже при быстропротекающих динамических процессах. Это сокращает время и повышает точность расчета, анализа и набора статистических данных для коррекции математической модели и оптимизации всего цикла экспериментальных работ по обеспечению безопасности исследуемого объекта от флаттера и других явлений аэроупругости.

Application of digital tensometric equipment for defining parameters of aeroelasticity in strength tests of ADO

Perchikhin O.I., Vagapov U.D.
MAI, Moscow

Nowadays widely used methods and means of tensometry, found application in most industries and in many fields of science, including strength test of an aircraft and air-delivered ordnance (ADO). Strength tests of these objects are carried out for measuring parameters of aeroelasticity.

Aeroelasticity is observed during the flown ADO or aircraft by splitstream and these processes are shown in: buffeting - forced oscillations under non-stationary flow; flutter – loss of stability caused by interacting aerodynamic and inertial forces; divergence – aperiodic loss stability in-flight. These processes lead the degrade of controllability, deformation or structural destruction.

Nature tests are carried out for studying in these phenomena effects. The task is to stimulate the influence on the system, and control of this construction to detect the most stressed parts. The results of these tests can be used as initial data for producing computer mathematical models.

Measurements are carried out with the help of accelerometers registering the form of oscillations, and tensosensors, which transform deformations into electrical signals.

The main factor, determining features of different groups of tensometric equipment, is the frequency of the measured process, which defines as a circuit, and a structural arrangement of equipment, limits the length of the connecting wires, etc. As a basis for the classification of this equipment, it is worth to take into consideration this parameter and divide tensometric instrumentations into three groups:

- equipment for measuring static strain;
- equipment for measuring combined strain;
- equipment for measuring dynamic strain.

The development of such equipment is a complex and time-consuming process. Otherwise the application of indirect measuring methods and given equipment give opportunity to achieve accurate data about system state even in dynamic processes. This reduces the time and raise accuracy of calculation, analysis and amount of statistic data for correcting mathematical model and optimization of experimenting operations on ensuring the influence of flutter upon tested object and other phenomena of aeroelasticity.

Бортовая оперативно советующая экспертная система для типовой ситуации «Ввод группы в воздушный бой - Сопровождение ударных сил» (БОСЭС-ВГБ-В-Сопровождение)

Пляцовой А.А., Федун Б.Е.

МАИ, г. Москва

Современные самолеты проектируются для выполнения различных генеральных задач вылета (ГЗВ). В рассматриваемой ГЗВ «Сопровождение воздушных ударных сил» группа истребителей сопровождения (ИС) осуществляет непосредственное прикрытие сопровождаемых ударных сил (УС). Группа ИС строго упорядочена по уровням иерархии. В группе выделяется командир первого уровня (К-I) и командир второго уровня (К-II). Командир К-I принимает решения по вводу группы в воздушный бой и отражению атак истребителей перехватчиков (ИП) на прикрываемые УС.

БОСЭС-ВГБ-В-Сопровождение, размещаемая на борту К-I, представляет бортовую компьютерную систему, которая активируется экипажем при определенных условиях. В базу знаний (БЗ) БОСЭС-ВГБ-В-Сопровождение перед полетом поступает из «Системы подготовки вылета» априорная информация, а в процессе полета – текущая информация из штатных БЦВМ-алгоритмов и информационно-управляющего поля (ИУП) кабины экипажа. БЗ БОСЭС-ВГБ-В-

Сопровождение имеет два иерархических уровня. На первом иерархическом уровне БЗ с использованием производственных правил активизируется проблемная субситуация (ПрС/С), адекватная сложившейся внешней обстановке. На втором иерархическом уровне БЗ решаются задачи активизированной ПрС/С и вырабатываются рекомендации для борта К-1 по способу защиты УС.

При решении этих задач используются математические модели (ММ) фрагментов типовой ситуации (ТС): ММ деятелей ТС самолетов и ракет класса «воздух-воздух», ММ эпизодов наведения: наведение ИС на ИП, наведение ИП на УС, наведение ракеты ИС на ИП R(ИС), наведение ракеты ИП на УС R(ИП). В ТС «Сопровождение воздушных ударных сил» возникают две ПрС/С: «Рекогносцировка» и «Целераспределение». В ПрС/С «Рекогносцировка» вырабатываются рекомендации для борта К-1: место ИС в строю, обеспечивающее противодействие возможному появлению ИП; перемещение ИС на заданное место в строю; определение границы опасности для выделенной пары УС-ИП в случае, если задано атакоопасное направление или появился ИП. В ПрС/С «Целераспределение» вырабатываются рекомендации для борта К-1: место расположения ИС, обеспечивающее противодействие ИП на границе опасности; назначение ИС, который должен переместиться на выбранное место; выделение ИС для отражения атаки наблюдаемого ИП.

The Onboard operative advising expert system for the typical situation “Entering a group to an air combat - Escort strike forces” (OOAES- EGC-A-Escort)

Plyatsovoy A.A., Fedunov B.E.
MAI, Moscow

Modern aircrafts are designed to perform a variety of general tasks of a flight (GTF). Considering GTF “Escort of air strike forces”, fighter escort group (FE) provides the covering for the accompanied strike forces (SF). A group of FE is strictly ordered by levels of hierarchy. The commander of the first level (K-I) and the commander of the second level (K-II) are allocated in the group. The commander of the K-I takes decisions on entering the group in an air combat and the reflection attacks to the covered SF of fighter interceptors (FE).

OOAES-EGC-A-Escort is located on the board K-I. It is an onboard computer system which is activated under certain conditions by the crew. A priori information comes from “the flight preparation system” to the knowledge base (KB) of OOAES-EGC-A-Escort, in the process of flight, the current information comes from the regular onboard computer algorithms and information-control field (ICF) cockpit. KB of OOAES-EGC-A-Escort has

two hierarchical levels. On the first hierarchical level, using the knowledge base of production rules, a problematic subsituation activates (PrS/S), which is adequate to current external environment. On the second level of the hierarchy KB solves problems of the activated PrS/S and makes recommendations to the board K-1 on the method of protection of SF.

Solving these problems, using mathematical models (MM) of fragments of a typical situation (TS): MM figures TS - aircrafts and missiles of a class "air-to-air", MM of episodes of aiming: aiming FE on FI, aiming FI on SF, aiming missiles FE at FI R(FE), aiming missiles FI at SF R(FI). In the TS "Escort air strike forces", there are two PrS/S: "Reconnaissance" and "Target allocation". The PrS/S "Reconnaissance" provides recommendations to the board K-I: a place for FE in the ranks that provides a counteraction of the possible appearance of FI; the movement of FE to the specified place in the ranks; definition the danger border for the selected pair of SF-FI when specified a danger direction or appeared FI. The PrS/S "Target allocation" provides recommendations to the board K-I: location of FE, providing a counteraction of FI at the danger border; the assignment of FE, which should move to the selected location; FE, which allocated to reflect attacks of the observed FI.

Распознавание высокодинамичных объектов на примере лопасти вертолета

Прохоров П. Д.
МАИ, г. Москва

В настоящее время широко используются серийно выпускаемые вертолеты с соосной схемой, которые имеют относительно малые габариты, компактность, что упрощает обслуживание, хранение, транспортировку, расширяет область применения. Безопасность и эффективность использования данных вертолетов в некоторых специфичных режимах полета может быть повышена, если будут реализованы процессы измерения в реальном времени траекторий движения лопастей и соответствующего управления лопастями.

Целью данного исследования является разработка способа измерения положения лопастей вертолета с помощью высокоскоростной камеры.

На первом этапе в работе рассматриваются вопросы выбора необходимого оборудования. Для съемки высокодинамичного объекта (в данном случае – лопасти) требуется высокая частота кадров (больше 30 Гц), чтобы иметь возможность получать кадры с изображением лопасти без «смаза». Были проведены исследования по выбору частоты съемки и времени экспозиции, исходя из габаритных размеров лопасти и частоты вращения несущего винта.

Вторым этапом в работе является улучшение наблюдаемой сцены. Изначально лопасть и фон были неконтрастными объектами, что

затрудняло автоматическую обработку изображений. Поэтому были проведены исследования по выбору расположения осветительных приборов, контрастного по отношению к лопасти экрана.

Третьим этапом является выбор и реализация алгоритмов для автоматического поиска, распознавания и измерения положения лопасти на кадре. После проведенной работы по повышению контрастности лопасти по отношению к фону, используется пороговая бинаризация, как наиболее быстрый по времени выполнения алгоритм. Для того чтобы отделить фрагмент лопасти в кадре от шума используется алгоритм связанных областей. При этом производится поиск наибольшей по площади связанной области, которая считается лопастью. Далее производится идентификация лопасти и измеряется ее положение в системе координат камеры.

Результатом выполненной работы является программное обеспечение, позволяющее измерять положение лопасти, методика проведения эксперимента, рассматривающая вопросы установки измерительного оборудования.

Recognition of highly dynamic objects on the example of helicopter blades

Prokhorov P.D.

MAI, Moscow

It is now widely used commercially available coaxial helicopters, which have a relatively small size, small footprint, simplifying maintenance, storage, transport, expands the scope of application. Safety and effectiveness data of helicopters in certain specific flight modes can be improved if measurement processes are implemented in real time the trajectories of the blades and corresponding control blades.

The aim of this study is to provide a method for measuring the position of the blades of the helicopter with a high-speed camera.

At the first stage in the work deals with the selection of the necessary equipment. To capture highly dynamic object (in this case - the blade) require a high frame rate (over 30 Hz) to be able to receive frames with the image of the blade without "blurring". Studies have been conducted on the frequency selection of shooting and the exposure time based on the dimensions of the blade and rotor speed.

The second stage of the work is to improve the observed scene. Initially, the blade and the background were contrast objects, making it difficult for automatic image processing. Therefore, studies were carried out at the choice of the location of lighting, contrast against the blades of the screen.

The third step is the selection and implementation of algorithms for the automatic search, identification and measurement of the position of the blade

on the frame. After the work done to improve the contrast of the blade in relation to the background, using the binarization threshold, as the fastest time of the algorithm. To isolate a fragment of a blade block noise algorithm related areas. Thus most searched area related field, which is considered the vane. Next is the identification of the blade is measured and its position in the coordinate system of the camera.

The result of the work performed is a software that allows you to measure the position of the blade, the method of the experiment, is considering the installation of measuring equipment.

Управление видеосъёмкой с беспилотного летательного аппарата самолётного типа

Волокитин Д.А.¹, Князева В.В.¹, Румянцев Д.С.²

¹МАИ, ²ИПУ РАН, г. Москва

Работа посвящена созданию системы стабилизации и управлению видеокамерой, расположенной на борту беспилотного летательного аппарата самолётного типа со взлётной массой не более 15 кг.

Возможности видеосъёмки требовалось улучшить за счёт большого диапазона углов, на которые может поворачиваться камера относительно самолёта. При этом важно было обеспечить режим, в котором камера способна вести съёмку даже в верхней полусфере самолёта при углах до $+20^\circ$ над горизонтальной плоскостью, в то время как на большинстве беспилотных летательных аппаратов камера обзвевает только нижнюю полусферу.

Основная задача состояла в сохранении видеокамерой, установленной на борту беспилотного самолёта, заданного направления при его маневрировании в воздухе.

Для решения поставленной задачи было выполнено следующее:

- выбран контроллер, датчики положения и ускорения;
- создана материнская плата с необходимыми вводами и выводами;
- разработана математическая модель движения самолёта, алгоритмы и программы управления положением видеокамеры;
- реализованы режимы наблюдения «По направлению», «По курсу» и «Отслеживание точки»;
- обеспечена возможность изменения параметров видеосъёмки: диафрагмы, выдержки, фокусного расстояния и др.;
- выдержаны заданные массово-габаритные характеристики;
- предоставлены оператору функции управления видеокамерой в режиме реального времени.

Блок видеокамеры встроен в фюзеляж самолёта. Всё устройство целиком помещается в цилиндр с диаметром основания 0.15 м и высотой 0.15 м.

Решена одна из главных задач – сделать камеру инерционно-независимой от самолёта. Вращение головки видеокамеры вокруг каждой оси осуществляется малоинерционным соленоидным высокоточным двигателем. Диапазон изменения углов по первой оси: $\pm 180^\circ$, по второй оси – от $+20^\circ$ до -120° . То созданная система позволяет вести съёмку вдоль продольной оси самолёта и обозревать верхнюю полусферу.

Комплекс способен решать задачи поиска людей, обнаружения пожаров в тайге и, конечно, задачи разведки.

Control of video shooting from the unmanned airplane

Volokitin D.A.¹, Knyazeva V.V.¹, Rumyantsev D.S.²

¹MAI, ²ICP RAS, Moscow

The work is dedicated to the creation of the camera stabilization and control system, located on board of the unmanned airplane with take-off weight not exceeding 15 kg.

The task was to improve features of video shooting to the large range of angles at which the camera can be rotated with respect to the aircraft. Thus, it was important to provide a mode in which the camera is able to film even in the upper hemisphere of the aircraft at angles up to $+20^\circ$ above the horizontal plane, while in most UAVs camera overlooks only the lower hemisphere.

The main objective was to maintain the video camera, installed on board the UAV, in a given direction when maneuvering in the air.

To solve this problem was performed as follows:

- the controller, position sensors and acceleration were set;
- the motherboard with the necessary inputs and outputs were set up;
- a mathematical model of the aircraft, algorithms and programs for controlling the position of video camera were developed;
- the regimes of observation "In the direction", "At the rate" and "Tracking point" were realized;
- possible to change the settings of Camera: aperture, shutter speed, focal length, etc.;
- given mass-dimensional characteristics were kept up;
- the camera functions control was provided to the operator in real-time.

The block of video camera was built into the fuselage of the aircraft. Whole device fits into a cylinder with a base diameter of 0.15 m and height 0.15 m.

One of the main tasks was solved - to make the camera independent of the inertia of the aircraft. Low-inertia precision solenoid motor rotates the camera head around each axis. The range of variation of the angles of the first axis: $\pm 180^\circ$, on the second axis: between $+20^\circ$ to -120° . Created system allows you to shoot along the longitudinal axis of the aircraft and to view the upper hemisphere.

The complex is able to solve problems of finding people, detection of fires in the forest and, of course, the problems of intelligence service.

Программно-методическая система исследования точности наведения УАР класса «воздух-воздух»

Захаров И.В., Трубников А.А., Решетников Д.А.
МАИ, г. Москва

В данной статье дано описание инструмента и методологии для исследования и количественной оценки влияния технического состояния УАР класса «воздух-воздух» на точность ее наведения, которые могут быть использованы для реализации методологии эксплуатации УАР по состоянию.

В качестве инструмента для проведения исследования была разработана программно-методическая система, в основе которой реализован комплекс математических моделей процесса наведения (ММ ПН) ракеты на воздушную цель (ВЦ). Синтез методологии оценки предполагает решение комплекса взаимосвязанных задач в рамках многофакторного эксперимента с большой размерностью исходных данных для объектов исследования и исследуемых процессов, с широким диапазоном начальных условий моделирования и одновременным действием нескольких различных факторов, влияющих на результаты проведения МФЭ.

В разработанную ПМС введены новые модули, в том числе модуль формирования начальных условий математического моделирования процесса наведения на основе приближенных аналитических зависимостей. Кроме того, введены дополнительные перекрестные и обратные связи, введена совокупность конкурирующих моделей ПН.

Исход проведения эксперимента обусловлен рядом независимых друг от друга факторов. Среди них можно выделить следующие факторы - тип применяемых УАР, текущее техническое состояние конкретной, применяемой УАР, тип цели, и ее летно-технические характеристики (ЛТХ), вид и характер противодействия воздушной цели атакующей ее ракете, тип носителя УАР и его ЛТХ, характер воздушного боя носителя и цели, конкретные начальные условия пуска УАР по цели. В связи с этим, в ПМС применены 5 классов модулей для формирования исходных данных МФЭ, реализованные по технологии баз данных.

Основой ПМС является комплекс математических моделей процесса наведения УАР на цель, включающий модель движения цели, модель УАР как объекта управления, а так же совокупность моделей системы наведения УАР как объекта контроля. Перечисленные модели образуют контур наведения, замкнутый через уравнения относительного движения ракеты и цели.

По результатам моделирования в ПМС для фиксированных условий боевого применения УАР были получены траектории движения УАР и цели, зависимости изменения фазовых координат процесса самонаведения ракеты на цель от времени наведения, трехмерные функции зависимости показателя качества от двух варьируемых параметров контроля.

Software and methodical system of studies pointing accuracy air-to-air missiles

Zakharov I.V., Trubnikov A.A., Reshetnikov D.A.
MAI, Moscow

This article describes the tools and methodologies for the study and quantify the effect of the technical state air-to-air missiles at its pointing accuracy that may be used to implement the methodology of operation as a missiles.

As a tool for the study was developed by software and methodical system, based on complex mathematical models implemented process aiming missiles at aerial target. Synthesis evaluation methodology involves solving a set of interrelated tasks within the multifactorial experiment with a large dimension of input data for the study of objects and processes under study, with a wide range of initial conditions of simulation and the simultaneous action of a number of different factors affecting the results of the experiment.

The developed software and methodical system introduced new modules, including a module forming the initial conditions mathematical modeling guidance based on approximate analytical dependencies. In addition, the cross and introduced additional feedback, introduced a set of competing models of guidance.

The outcome of the experiment is due to a number of independent factors. Among them are the following factors - the type used missiles, the current technical condition of the concrete, used a missiles, type of target, and its performance characteristics, the type and nature of countering air targets attacking its missiles, the type of carrier missiles and its performance characteristics, the nature of air combat support and target specific initial conditions of the missile is launched. Therefore, in the software and the methodical system uses 5 classes of modules to form the original data of the experiment realized by database technology.

7. Экономические проблемы аэрокосмического комплекса

7. Economic Problems of the Aerospace Complex

Развитие наукоемких отраслей как фактор повышения экономической безопасности РФ

Алексеева П.А., Коновалова О.В.

МАИ, г. Москва

Целью данной работы является исследование положения и направлений развития наукоемких отраслей РФ с точки зрения обеспечения экономической безопасности РФ.

Современные авторы трактуют понятие экономической безопасности с различных точек зрения, но при этом выделяют одну из ключевых задач обеспечения экономической безопасности – обеспечение роста национальной экономики и усиление способности противодействовать влиянию внешних и внутренних угроз, в первую очередь, за счет развития уже имеющихся наукоемких отраслей и создания новых. Одними из критериев обеспечения экономической безопасности является оценка ресурсного потенциала и возможностей его развития и уровень эффективности использования всех видов ресурсов.

Современные условия бизнеса, характеризующиеся ростом процессов глобализации, новые методы вывода и реализации товаров и услуг превращают инновации в основной инструмент создания конкурентных преимуществ и обеспечения технологической и организационной конкурентоспособности товаров и услуг, а также организации, отрасли, народного хозяйства в целом. Необходимость перехода экономики Российской Федерации на инновационный путь развития – это признанная точка зрения. Российская Федерация занимает малозаметное положение на мировых рынках высокотехнологичной продукции. Ограниченность источников притока валюты в страну и налогов в бюджет за счет реализации природных ресурсов (нефть, газ и др.), которые являются основными статьями российского экспорта, не позволяет утверждать о эффективно функционирующей системе экономической безопасности РФ и не гарантирует выход на более высокие и устойчивые позиции на мировой арене.

Для полноценной интеграции в мировом экономической и политическом пространстве необходимо обеспечить выход экономики РФ в прогрессивную фазу развития, которая диктует эволюционировано наукоемких отраслей, базирующихся на передовые достижения науки и техники. Развитие наукоемких отраслей предполагает создание

непрерывного и устойчивого цикла в рамках отечественной экономики инновационного цикла (от фундаментальных исследований до серийного производства), реформирование системы кадрового обеспечения, развитие института защиты интеллектуальной собственности и др.

Именно по этой причине активизация инновационной деятельности народного хозяйства, развитие наукоемких отраслей и предприятий является условием реализации национальных интересов России в системе экономической безопасности.

Development of the knowledge-intensive branches as factor of increase of economic security of the Russian Federation

Alekseeva P.A., Konovalova O.V.

MAI, Moscow

The purpose of this work is research of situation and the directions of development of the knowledge-intensive branches of the Russian Federation from the point of view of providing economic security of the Russian Federation.

Modern writers treat concept of economic security from various points of view, but thus allocate one of key problems of providing economic security – ensuring growth of national economy and strengthening of ability to counteract influence of external and internal threats, first of all, due to development of already available knowledge-intensive branches and creation of the new. One of criteria of providing economic security is the assessment of resource potential and opportunities of its development and level of efficiency of use of all types of resources.

The modern conditions of business which are characterized by growth of processes of globalization new methods of a conclusion and realization of goods and services turn innovations into the main instrument of creation of competitive advantages and ensuring technological and organizational competitiveness of goods and services, and also the organizations, branches, a national economy in general. Need of transition of economy of the Russian Federation on the innovative way of development is a recognized point of view. The Russian Federation holds hardly noticeable position in the world markets of hi-tech production. Limitation of sources of inflow of currency to the country and taxes in the budget for the account realization of natural resources (oil, gas, etc.) which are the main articles of the Russian export, doesn't allow to claim about effectively functioning system of economic security of the Russian Federation and doesn't guarantee an exit to higher and steady positions on the world scene.

For full integration in world economic and political space it is necessary to provide an exit of economy of the Russian Federation in a progressive phase

of development which dictates it is evolved the knowledge-intensive branches which are based on the advanced achievements of science and technology. Development of the knowledge-intensive branches assumes creation of a continuous and steady cycle within domestic economy of an innovative cycle (from basic researches to a mass production), reforming of system of staffing, development of institute of protection of intellectual property, etc.

For this reason activization of innovative activity of a national economy, development of the knowledge-intensive branches and enterprises is a condition of realization of national interests of Russia in system of economic security.

От внутреннего рынка к мировой конкурентоспособности

Андреева О.Ю., Соболев Л.Б.

МАИ, г. Москва

Конкурентоспособность предприятия можно определить, как уровень эффективности использования экономических ресурсов относительно эффективности использования экономических ресурсов конкурентами. Еще в конце 30-х для повышения конкурентоспособности авиационной техники в СССР была искусственно создана конкурентная среда. По всем направлениям развития новой авиационно-космической техники за государственные заказы конкурировали два-три КБ. Это сдерживало проявления монополизма, но создало иллюзию избыточного потребления ресурсов. В условиях ужесточения ресурсных ограничений и усиления конкуренции определенная экономия ресурсов в западных компаниях была достигнута за счет слияний и поглощений. Волна подобных реорганизаций в авиационной промышленности прошла в 90-х годах в США и ЕС. В России же условия и цели реорганизации АП изменились более существенно: произошла монополизация и возникновение таких корпораций как ОАК, ОДК, ОРКК, внутри которых продолжается борьба за госзаказы, господдержку, кадры, ослабляя силы организаций.

Уже доказано, что путь во внешний рынок (за исключением военной продукции) лежит через конкуренцию и лидерство на внутреннем рынке. Мировой опыт показал, что во всех странах (развитых и не очень) государственные предприятия в целом менее эффективны, чем публичные (акционерные) компании. По мнению авторов, создание госкорпораций в высокотехнологичных отраслях (ОАК, ОДК, ОРКК и др.), опоздало на два десятилетия и могло бы заменить бессмысленную с точки зрения экономической эффективности приватизацию 90-х. Представляется, что существование госкорпорации, как пребывание стартапа в бизнес-инкубаторе, следует ограничить 5-7 годами. После этого срока в рамках госкорпорации должен выявиться

конкурентоспособный лидер, на базе которого следует создать одну (а лучше несколько) публичную акционерную компанию (ПАО) с прохождением процедуры IPO и свободной продажей части акций на бирже (лучше зарубежной). Из опыта ОАК видно, что монополизация авиастроения привела к обратному эффекту. Не получил достаточной государственной поддержки проект КБ «Туполев» - Ту-334, имевший наибольшие компетенции и технические заделы в области гражданского самолетостроения в России. Предпочтение (и инвестиции) были отданы несомненному лидеру военного авиастроения – КБ «Сухой» и его продукту SSJ 100, который не оправдал прогнозов и сейчас отвоевывает внутренний рынок. Возможно, достойно показав себя на внутреннем рынке, появятся и массовые зарубежные заказы.

Доклад подготовлен при поддержке Российского гуманитарного научного фонда (проект № 15-02-00478).

From home market to global competitiveness

Andreeva O.Y., Sobolev L.B.

MAI, Moscow

Competitiveness of the organization can be defined as the level of efficiency of using economic resources in relation to efficiency of using economic resources by competitors. By the end of 30th years the artificial competitive environment was created for increasing the Soviet aviation techniques competitiveness. In all directions of new aerospace techniques the two-three Design Office competed for the state orders. It constrained displays of monopolization, but created illusion of superfluous resource consumption. In conditions of toughening of resource restrictions and strengthening of a competition, saving mode of resources in the western companies has been achieved due to mergers and acquisitions. The wave of similar reorganization in the aviation industry has taken place in 90th years to the USA and EU. In Russia the conditions and the purposes of the Aviation Industry reorganization has changed significantly more - there was a monopolization and emergence of such corporations as UAK, UMK, URKK in which proceeds fight for state orders, state support, shots, resulting a weakening forces of the organizations.

It is already proved, that the way to a foreign market (except for military production) lays through a competition and leadership in a home market. World experience showed that in all countries (developed and not really) the state enterprises in general are less effective, than the public (joint-stock) companies. In opinion of the author, creation of state corporations in hi-tech branches (UAK, UMK, URKK, etc.), was late exactly for 20 years and could replace a senseless privatization of 90th from the point of view of economic efficiency. It is represented, that existence of state corporation as startup in

business-incubator, it is necessary to limit stay by 5-7 years. After that term within the limits of state corporation the competitive leader on the basis of whom it is necessary to create one (and it is better a little) public joint-stock company with passing IPO procedure and free sailing a part of shares at a stock exchange (it is better foreign). From experience of UAK, monopolization of aircraft construction has led to a boomerang effect from the point of view of economy of resources. The project of "Tupolev" – Tu-334, having a greatest competence and technical reserves in the field of civil aircraft construction in Russia, have not received sufficient state support. The preference (and investments) have been given to the doubtless leader of military aircrafts - "Sukhoi" and its product SSJ 100, which has not justified forecasts and now wins a home market. Probably, if the company conquer authority in a home market, there will secure many foreign orders.

The report is prepared at support of the Russian humanitarian scientific fund (the project 15-02-00428).

Импортозамещение – залог успешного развития российской авиационной промышленности

Артющик В.Д., Гусаков А.Г., Тихонов А.И.
МАИ, г. Москва

Целью данной работы является исследование основных путей развития авиационной промышленности и её поступательного развития в условиях государственной стратегии, направленной на импортозамещение и развитие широкого сотрудничества со странами БРИКС.

Концепция развития импортозамещения включает в себя следующее:

- Государственная стратегия на импортозамещение в авиационной промышленности определяется фактически полным прекращением сотрудничества по реализации совместных авиационных проектов с Украиной в совокупности с международными санкциями, что диктует необходимость интенсификации усилий российских производителей для обеспечения импортозамещения.
- Пути обеспечения эффективно действующего сектора исследований в модернизации авиационной промышленности и как следствие – решение проблемы импортозамещения.
- Готовность большинства российских предприятий обеспечить отечественную авиационную промышленность необходимыми комплектующими. В этом отношении весьма характерна работа на опережение ОАО «Климов». На его новой площадке реализуется проект «Петербургские моторы», который обеспечит двигателями российское вертолетостроение и избавит его от импортозависимости. Основным конкурентом «Климова» является один из ведущих

мировых производителей авиадвигателей – украинская компания «Мотор Сич», от которой в значительной степени зависит российская авиационная отрасль в целом.

- Тенденция на начало активного сотрудничества в авиационной деятельности со странами БРИКС в связи с непрекращающимся давлением стран Запада. Есть определенная уверенность в том, что уже к 2018 году китайские Comac и бразильские Embraer смогут получить российские двигатели от MS-21.

- Подписание новых контрактов и договоров о сотрудничестве по результатам выставки передовых образцов российской авиационной промышленности МАКС – 2015.

Заключение о том, что импортозамещение открывает возможность для роста и развития российской авиационной промышленности, и, как следствие, стабилизации социальной обстановки. Поэтому всестороннее развитие программы импортозамещения может стать одним из факторов, стабилизирующих социально-экономическое положение России в целом.

Import substitution - the key to successful development of the Russian aviation industry

Artyushchik V.D., Gusakov A.G., Tihonov A.I.
MAI, Moscow

The main target of this work is to study the basic ways of development in the aviation industry and its progressive development in a state strategy of import substitution and development extensive cooperation with the BRICS.

The concept of import substitution includes:

- State strategy of import substitution in the aviation industry is determined of the complete cessation of cooperation on the implementation of joint aviation projects with Ukraine in conjunction with the international sanctions, which calls for the intensification of efforts of Russian producers for import substitution.

- Ways to ensure effective action in the sector of research and modernization of the aviation industry and as the result - the problem of import substitution.

- The willingness of the majority of Russian companies to provide domestic aviation industry the necessary components. In this case, the work ahead of the curve characteristic of JSC Klimov. On its new site, the project "Petersburg Engines", which will provide a Russian helicopter engines and ransomed him from import dependence. The main competitor of "Klimov" is one of the world's leading manufacturers of aircraft engines - Ukrainian company "Motor Sich", on which depends heavily on Russian aviation industry as a whole.

- The trend at the beginning of active cooperation in aviation activity with BRICS in connection with the steady pressure of West countries. There is a certain confidence that by 2018 the Chinese «Comac» and Brazilian «Embraer» will receive Russian engines from the MS-21.
- The signing of new contracts and cooperation agreements as a result of the exhibition samples of advanced Russian aircraft industry MAKS - 2015.

The conclusion that the import substitution provides an opportunity for growth and development of the Russian aviation industry, and as a result, the stabilization of the social situation. Therefore, the comprehensive development program of import substitution may be one of the factors that stabilize the socio-economic situation in Russia in general.

Формирование механизма демпфирования рисков промышленного предприятия в условиях международных санкций

Бочкова А.Г., Мышов А.Ю., Калюшина М.Н.
МАИ, г. Москва

В результате ввода санкций в отношении предприятий оборонно-промышленного комплекса сформировалась проблема управления возрастающими рисками. Целью данной работы является разработка механизма демпфирования выявленных на предприятии рисков, которые непосредственно влияют на финансово-экономические показатели. Демпфирование в рассматриваемом смысле – это процесс смягчения нежелательного воздействия чего-либо, в данном случае – факторов риска, обострившихся в период 2014-2015 годов. Данный механизм позволяет комплексно выявить направления воздействия различных рисков с учетом введенных санкций.

Актуальность настоящего исследования определяется прежде всего современными реалиями российской экономики, необходимостью выявления, анализа и систематизации рисков, а также предложения мероприятий по их снижению.

В статье рассмотрена классификация санкций и выявлены те санкции, которые имеют непосредственное значение для оборонно-промышленного комплекса. В работе предложена система взаимосвязи санкций, статей бухгалтерского баланса и отчета о финансовых результатах.

Затем для разработки механизма демпфирования был проведен анализ рисков предприятия, усилившихся под воздействием санкций. В рамках анализа рисков предприятия были поставлены и решены такие задачи, как: определение влияния рисков, возрастающих под воздействием санкций, на деятельность предприятия оборонно-промышленного

комплекса; проведение финансового анализа; соотнесение выявленных рисков и финансово-экономических показателей предприятия.

По итогам проведенного исследования был сформирован механизм демпфирования рисков. Апробация данного механизма была проведена на предприятии «Корпорация «Иркут», находящееся в составе ОАО «Объединённая авиастроительная корпорация», в адрес которой были выдвинуты секторальные санкции, ограничивающие долговое финансирование, и другие санкции, прямо или косвенно отражающиеся на деятельности предприятия.

В результате анализа были выделены показатели деловой активности, рентабельности, ликвидности и платежеспособности, на которых отразилось влияние санкций, и риски, которые возросли под воздействием данных санкций. Кроме того, была предложена система мероприятий по снижению данных рисков. Данный механизм может быть скорректирован при выявлении прочих рисков, характерных для деятельности других компаний.

Formation of the mechanism of damping the risks of industrial enterprise in the conditions of international sanctions

Bochkova A.G., Mytsov A.J., Kaloshina M.N.
MAI, Moscow

As a result of introduction of sanctions against enterprises of the military-industrial complex a growing problem of management of growing risks was formed. The aim of this work is to develop a mechanism of damping the risks, identified in the company, that directly affect the financial and economic indices. Damping in this sense - is the process of mitigating of undesirable effects of something, in this case - the risk factors, aggravated in the period 2014-2015. This mechanism allows the complex to identify the direction of the impact of different risks in view of the sanctions imposed.

The relevance of this study is primarily determined by the modern realities of the Russian economy, the need to identify, analyze and systematize the risks and offer mitigation measures.

The article deals with the classification of sanctions and identification of those sanctions which have direct relevance to the military-industrial complex. The paper proposed a system of relationships of sanctions, balance sheet items and income statement.

Then, to develop a mechanism for damping were analyzed the risks of the enterprise, worsened by sanctions. Within the framework of enterprise risk analysis, have been put and solved tasks such as: determining the impact of the risks, increasing under the influence of sanctions on the activity of enterprises of the military-industrial complex; financial analysis; correlating the identified risks and the financial and economic indices of the enterprise.

As a result of the study was formed the mechanism of damping risks. Testing this mechanism was held by the company "Corporation "Irkut", located within the JSC "United Aircraft Corporation", which sector sanctions, limiting debt financing and some others, directly or indirectly affecting the activity of the enterprise, have been put forward against.

As a result of the analysis were identified indicators of business activity, profitability, liquidity and solvency, which reflected the impact of the sanctions, and the risks which increased by the impact of these sanctions. In addition, it proposed a system of measures to reduce these risks. This mechanism can be adjusted in identifying other risks specific to the activities of other companies.

Модель-4И интенсификации развития высокотехнологичных комплексов

Куприн И.Л., Давыдов А.Д.
МАИ, г. Москва

Совершенствование научно-методического аппарата и методов управления инновационными и инвестиционными ресурсами предприятий в интересах интенсификации развития высокотехнологичных комплексов является актуальной задачей в современных условиях структурных изменений в мировой и российской экономике.

Организационно-экономические механизмы создания, использования и воспроизводства инновационных ресурсов предприятий авиационной промышленности предполагают оценку инновационного потенциала предприятия с оценкой инвестиционной обеспеченности и с учетом современных представлений о моделях инновационного развития (G5-G6).

Модели инновационного развития оперируют такими время-ресурсными факторами как труд, капитал, время, потребности, возможности. В модификациях моделей данные факторы и их составляющие рассматриваются как эндогенные или экзогенные факторы в различных сочетаниях. При этом для описания моделей и поиска эффективных решений используются, как правило, последовательно-параллельные схемы.

Такой подход к описанию моделей и схем их представления имеет неявной целью обеспечение условия независимости факторов при поиске недоминируемых решений и их ранжировании. Собственно множество факторов рассматривается в этом случае как наперед заданный кортеж. Подход имеет определенные уязвимости.

Целесообразно более полно учитывать положения теории открытых систем и ее приложений, динамику значимости время-ресурсных

факторов при исследовании и формировании эффективных направлений интенсификации развития высокотехнологичных комплексов.

С этой целью предлагается использовать модель-4И интенсификации развития, где опорными факторами являются инновационный (И1), инвестиционный (И2), интеллектуальный (И3) и информационный (И4) потенциал предприятий в их системном единстве. Для описания такой модели предлагается круговая схема с перекрестными связями четырех опорных элементов потенциала предприятий (И1-И4). Такая схема достаточно адекватно отражает предлагаемую модель-4И инновационного развития как вариант современной модели инновационного развития G6.

Данная модель даст возможность повысить обоснованность принимаемых управленческих решений.

Доклад подготовлен при финансовой поддержке РГНФ (проект 15-02-00478).

4I-model for development management of hi-tech complexes

Kuprin I.L., Davydov A.D.

MAI, Moscow

The development management of hi-tech complexes is essential for the world and Russian aerospace economics in which structural changes take place. The management of innovative and investment resources is important in these processes.

An estimation of innovative potential and investment security with regard to modern ideas about models of innovative development (G5-G6) is the basis for management decisions.

The human resources, investment potential, market demand, capabilities are key factors for models. These factors are considered as external or internal variables. The models are describes using series-parallel patterns and the solutions are looking for in these patterns.

This method for describing models and patterns has an implicit goal to secure the conditions for independence of factors when searching for non-dominated solutions and their ranking. The factors are applied as the given sequence. This method is not perfect.

It is advisable to more fully integrate open systems theory and its applications, the dynamics of the significance of the time and resource factors in the study and the formation of the effective ways to intensify the development of high-tech complexes.

It is propose to use 4I-model for development management with four main factors: innovation potential (1I), investment potential (2I), intellectual potential (3I), information potential (4I) as a system set. Circular pattern with

cross interaction shows the characteristic of the model quite adequately as the modern model G6.

The model helps to raise the validity of management decisions.

The report is supported by the Russian Humanitarian Science Foundation, grant No. 15-02-00478.

**Концептуальные принципы совершенствования методики оценки
трудоемкости и стоимости НИОКР в области авиационной,
ракетной и космической техники**

Ермакова О.В., Дианова Е.В.

МАИ, г. Москва

С целью повышения эффективности и результативности расходов на научно-исследовательские и опытно-конструкторские разработки (НИОКР) в области авиационной, ракетной и космической техники необходимо дальнейшее развитие и совершенствование механизмов оценки трудоемкости и стоимости НИОКР для повышения адекватности и обоснованности научно-технических и технологических результатов, страхования рисков выполнения исследований, стимулирования соблюдения проектных сроков, получение конечного продукта, соответствующего мировому уровню качества.

Сформулируем основные концептуальные принципы формирования структуры усовершенствованной методики оценки трудоемкости и стоимости выполнения НИОКР в области авиационной, ракетной и космической техники:

- принцип учета особенностей области авиационной, ракетной и космической техники;
- принцип кластеризации работ НИОКР;
- принцип многовариантной оценки трудоемкости выполнения НИОКР;
- принцип многовариантной оценки стоимости НИОКР;
- принцип дифференцированной корректировки статей затрат;
- принцип дифференцированного распределения амортизации;
- принцип учета соответствия квалификации при формировании групп исполнителей для выполнения каждого вида работ;
- принцип дифференцированного распределения накладных расходов.

В структуру усовершенствованной методики предлагается добавить новый раздел – «Хеджирование выполнения НИОКР», состоящий из формирования схемы секьюритизации выполнения НИОКР и применения производных финансовых инструментов и сформированный с использованием следующих принципов:

- принцип секьюритизации;
- принцип формирования контура эмиссии при секьюритизации;
- принцип формирования контура выполнения НИОКР;
- принцип формирования контура хеджирования НИОКР;
- принцип использования деривативного договора.

Таким образом, предлагаемая усовершенствованная структура методики позволяет повысить объективность, точность и достоверность результатов оценки трудоемкости и стоимости, а также хеджировать риски выполнения НИОКР.

Conceptual principles of improving methodology for assessing the complexity and cost of research and development in the field of aviation, rocket and space technology

Ermakova O.V., Dianova E.V.

MAI, Moscow

To improve the efficiency and effectiveness of spending on Research and Development (R&D) in the field of aviation, rocket and space technology needs further development and improvement of mechanisms for assessing the complexity and cost of Research and Development to improve the adequacy and validity of scientific, technical and technological results, insurance risk that research, promote compliance with project deadlines, the final product according to the world standards of quality.

We will formulate the basic principles of the conceptual structure of an improved methodology for assessing the complexity and cost of R&D in the field of aviation, rocket and space technology:

- The principle of considering the peculiarities of the field of aviation, rocket and space technology;
- The principle of clustering R&D work;
- The principle of multivariate estimation of labor input of R&D;
- The principle of multiple valuation of R&D;
- The principle of differentiated adjustment cost items;
- The principle of differentiated allocation of depreciation;
- The principle of taking into account relevant qualifications in the formation of groups of performers to perform each activity;
- The principle of differentiated allocation of overhead.

The structure of an improved methodology is proposed to add a new section – «Hedges of R&D», consisting of the formation of R&D scheme of securitization and the use of derivative financial instruments and formed using the following principles:

- The principle of securitization;
- The principle of formation of the circuit at the issue of securitization;

- The principle of formation of the contour of R&D;
- The principle of formation of the contour hedge R&D;
- The principle of using a derivative contract.

Thus, the proposed method allows an improved structure to increase objectivity, accuracy and reliability of the results of the evaluation complexity and cost, as well as to hedge the risks of R&D.

Особенности формирования удельных показателей капитальных и эксплуатационных затрат для аэрокосмических предприятий

Дианова Е.В., Дубинский М.О., Калошина М.Н.

МАИ, г. Москва

Сегодня в экономике России наличие мощного авиационного потенциала признано необходимым условием социально-экономического и инновационного развития, а также обеспечения безопасности РФ. На создание высококонкурентной авиационной промышленности и закрепление ее позиции на мировом рынке направлена Государственная программа «Развитие авиационной промышленности на 2013-2025 годы». Для достижения поставленных целей потребуются большой объем финансовых вложений, в т.ч. из федерального бюджета.

Условия дефицита финансовых ресурсов, которые наблюдаются сегодня в экономике России, требуют применения новых подходов к анализу необходимости и достаточности затрат. Перспективным подходом к такому обоснованию является методология нормирования, которая применительно к рассматриваемой проблеме трансформируется в процедуру оценки удельных капитальных вложений, удельных эксплуатационных затрат, удельных затрат на непредвиденные расходы, удельную прибыль.

Удельные капитальные вложения, эксплуатационные затраты, удельные затраты на непредвиденные расходы и удельную прибыль предлагается рассчитывать (помимо традиционных подходов – на единицу выпускаемой продукции (в рублях, нормо-часах, кубометрах), себестоимости, прибыли, мощности, производительности труда, численности промышленно-производственного персонала, фонда оплаты труда и др.) также на единицу:

- процентных обязательств по кредитным ресурсам (выплачиваемым дивидендам, процентам по привлекаемым облигационным займам, в том числе по конвертируемым ценным бумагам) для определения нагрузки по обязательствам на каждый вариант направления (объект) развития компании

- акционерного капитала для анализа влияния развития рассматриваемого направления деятельности на стоимость компании, оценку капиталоемкости

- критериев эффективности – на единицу чистого дисконтированного дохода, внутренней нормы доходности, рентабельности инвестиций, срока окупаемости, выгодности, дюрации и т. д. для анализа удельных показателей в рамках реализации инвестиционного проекта.

Моделирование удельных капитальных вложений, удельных эксплуатационных затрат, удельных затрат на непредвиденные расходы и удельной прибыли позволяют относительно каждого направления деятельности или объекта анализа говорить о четверной удельной кратности расходов и доходов, которая позволяет по полученным соотношениям осуществлять сравнительный анализ развиваемых направлений, ранжировать по приоритетности, составлять перспективные инвестиционные планы.

Peculiarities of formation of specific indicators of capital and operational expenses for aerospace enterprises

Dianova E.V., Dubinsky M.O., Kaloshina M.N.
MAI, Moscow

Today the Russian economy is the existence of powerful aviation potential was recognised as a necessary condition of the socio-economic and innovative development, as well as the safety of the Russian Federation. The State program "Development of the aviation industry for 2013-2025" is directed on creation of the highly competitive aviation industry and fixing of its position in the world market. For achievement these goals will require the large volume of financial investments, including from the Federal budget.

Conditions of deficiency of financial resources, which are observed today in the Russian economy, demand new approaches to the analysis of necessity and sufficiency of expenses. A perspective approach to substantiation is the methodology of rationing, which in relation to the considered problem is transformed into the assessment of specific capital investments, specific operational expenses, specific costs of incidental expenses, the specific profit.

Specific capital investments, operational expenses, per specific costs for incidental expenses and the specific profit are offered to count (besides traditional approaches – per unit of production (in rubles, normo-hours, cubic meters), cost price, profit, capacity, labor productivity, number of the industrial-manufacturing personnel, salary fund, etc.) also per unit:

- interest obligations on credit (paid to dividends, percent on the attracted bonded loans, including convertible securities) for definition of load according to obligations of each option of the direction (object) of the company's development.

- share capital (capitalization) for the analysis of influence of development of the considered activity on the cost of the company, a capital intensity assessment.
- criteria of effectiveness – per unit of the net discounted income, internal standard of profitability, profitability of investments, payback period, advantage, duration, etc. for the analysis of specific indicators in the framework of realization of the investment project.

Modeling of specific capital investments, specific operating expenses, specific costs for incidental expenses and specific profit is allowed to tell concerning each activity or object of analysis to speak about a fourfold specific frequency rate of expenditure and income, which allows to carry out the comparative analysis of the developed directions on the received ratios, to range on priority, to make long-term investment plans.

Формирование проектной команды наукоемкой организации

Жданова Д.С., Федотова М.А., Кудрявцев А.С.

МАИ, г. Москва

Целью данной работы является обзор особенностей формирования проектной команды наукоемкой организации. Характерной особенностью организации труда в наукоемких организациях, как в мире, так и в России, является использование проектно-ориентированных структур.

Проектно-ориентированные организации должны обладать соответствующим инструментарием формирования команды проекта, построения внутренних коммуникаций и системы стимулирования, инструментами адаптации к проектной и творческой деятельности и др. Кроме того, возникают специфические риски работы проектной группы и лидера проекта. Все это повышает значимость построения соответствующих систем организации работы и управления персоналом в проектных структурах наукоемких организаций.

Практика управления показывает, что проектную команду следует начинать формировать на этапе планирования проекта, вне зависимости от содержания проекта наукоемкой организации. Для этого может использоваться комбинация методов: Э. де Боно, Р. Белбина, совместимость, креативность и др. При этом структура проектной команды зависит от типа проекта. Но, даже в случае успешного формирования команды на этапе начала проекта, позднее существуют риски ее потери. Поэтому подход к оценке рисков, связанных с персоналом проекта как же значим, как и подход к оценке иных (производственных, финансовых, экологических, технических) рисков проекта. К рискам данной группы относятся: риск переманивания ключевых игроков проекта; риски, связанные с необходимостью

повышения квалификации и развитием членов проектной команды в ходе реализации проекта (зачастую не учитываются на этапе планирования); неопределенность реальных условий контракта (возможно, частичное); сложности сохранения продуктивной команды на будущее и др.

Особым статусом в команде обладает и руководитель проекта. Выбирая руководителя проекта в наукоемкой организации, нужно хорошо понимать его роль и миссию в команде. Среди возможных ролей: эксперт, координатор, статусное лицо, контролирующий, вдохновитель и др. Миссия руководителя реализуется в процессе выстраивания взаимоотношений с командой, в том числе за счет стиля общения, постановки и контроля задач, использования соответствующих информационных систем поддержки проекта и др.

В целом, формирование проектной команды наукоемкой организации представляет самостоятельную важную задачу.

Formation of the project team knowledge-based organization

Zhdanova D.S., Fedotova M.A., Kudryavtsev A.S.

MAI, Moscow

The purpose of this paper is to review the characteristics of the formation of the project team knowledge-based organization. A characteristic feature of the organization of work in knowledge-intensive organizations, both in the world and in Russia, is the use of project-oriented organizations.

Project-oriented organizations must have appropriate tools forming the project team, build internal communication and incentive systems, tools to adapt to the design and creative activities and others. In addition, there are specific risks of the work of the project team and the project leader. All this increases the importance of building appropriate systems of work organization and human resource management in the design structures of high-tech companies.

Management practices shows that the project team should begin to form at the planning stage of the project, regardless of the content of the draft high technology organization. For this combination of methods may be used: E. de Bono, R. Belbin, compatibility, creativity, and others. The structure of the project team depends on the type of project. But even in the case of successful team building at the stage of the project began, and later there is a risk of its loss. Therefore, the approach to the assessment of the risks associated with the project staff both as significant as the approach to the assessment of other (industrial, financial, environmental, technical) risks of the project. The risks of this group include: the risk of poaching of key players in the project; risks associated with the need for training and development of the project team members during the project (often not taken into account at the planning

stage); the uncertainty of the real conditions of the contract (possibly partial); difficulty of maintaining a productive team in the future, and others.

A special status in the team, and has a project manager. Choosing a project leader in the knowledge-based organization, you need a good understanding of its role and mission in the team. Among the possible roles: expert coordinator status a person who controls, the mastermind and others. The mission leader is realized in the process of building relationships with the team, including due to communication style, setting and control tasks, the use of appropriate information systems and other support for the project.

In general, the formation of a project team knowledge-based organization is an independent important task

Оценка состояния и перспектив развития коммерческого вертолетного сообщения в России

Звягинцева И.И., Зуева Т.И.

МАИ, г. Москва

Экономические и политические изменения, как на внутреннем, так и на внешнем рынке, во многом задают направление развития сферам бизнеса. В последние годы в Московском регионе активизировано предложение по коммерческим вертолетным авиаперевозкам, а именно растет спрос на услуги вертолетного такси. Однако, наряду с увеличением объема предоставляемых пассажирам услуг, существует множество факторов, которые сдерживают развитие данного сегмента рынка. Целью данной работы являлось исследование современных проблем, существующих на рынке отечественных коммерческих вертолетных авиаперевозок.

В результате проведенного исследования мирового и внутреннего парков вертолетной техники выявлены основные тенденции, а именно падение спроса на гражданские вертолеты на мировом рынке и рост закупок для российского вертолетного парка. Показаны основные факторы, повлиявшие на объемы поставок для внутреннего и внешнего рынка. Проведен сравнительный анализ реализованных поставок вертолетной техники для отечественных, европейских и американских производителей воздушных судов. Раскрыта структура отечественного парка гражданских вертолетов, показаны основные тенденции в закупках. Дана оценка уровню импорта вертолетной техники и идентифицированы риски.

Осуществлен анализ причин возникновения авиационных инцидентов, связанных с эксплуатацией гражданской вертолетной техники. Исследованы авиационные происшествия, катастрофы, произошедшие на территории России более чем за 20 лет, выявлена динамика факторов, влияющих на безопасность полетов. Даны

рекомендации по регулированию человеческого фактора, осуществлена сравнительная оценка вертолетов отечественного и зарубежного производства.

В результате идентифицированы риски, возникающие при эксплуатации техники отечественного и зарубежного производства, определены направления по увеличению безопасности полетов. Выявлены специфические внутренние факторы которые влияют на развитие рынка коммерческих авиаперевозок в России. Для регулирования воздействия данных факторов необходимо совершенствование и развитие технологии производства, маркетинга, инфраструктуры и законодательной базы. Это поможет сделать вертолетные авиаперевозки более безопасными, распространенными, доступными и рентабельными.

Assessment of a state and prospects of development of the commercial helicopter transportation in Russia

Zvyagintseva I.I., Zueva T.I.

MAI, Moscow

Economic and political changes, both on internal and in a foreign market set the direction of development to spheres of business in many respects. In recent years offers on commercial helicopter air transportation in the Moscow region are made active, namely demand for services of a helicopter taxi grows. However, along with increase in volume of the services provided to passengers, there is a set of factors which constrain development of this market segment. The purpose of the present article was research of the modern problems existing in the market of domestic commercial helicopter air transportation.

As a result of the conducted research of world and internal parks of helicopter equipment the main tendencies, namely decline in demand for civil helicopters in the world market and growth of purchases for the Russian helicopter park are revealed. The major factors which influenced volumes of deliveries for a domestic and foreign market are shown. The comparative analysis of the realized deliveries of helicopter equipment for domestic, European and American aircraft producers is carried out. The structure of domestic park of civil helicopters is revealed, the main tendencies in purchases are shown. The assessment to the level of import of helicopter equipment is given and risks are identified.

The analysis of the reasons of emergence of the aviation incidents connected with operation of civil helicopter equipment is carried out. The aviation incidents which happened in the territory of Russia more than in last 20 years are investigated, dynamics of the factors influencing safety of flights is revealed. Recommendations about regulation of a human factor are made,

the comparative assessment of helicopters of domestic and foreign production is carried out.

The risks arising at operation of technology of domestic and foreign production are as a result identified, the directions are determined by increase in safety of flights. Specific internal factors which influence development of the market of commercial air transportation in Russia are revealed. Regulation of such factors influence requires improvement and development of the production technology, marketing, infrastructure and legislative base. It will help to make helicopter air transportation more safer, widespread, available and profitable.

Анализ эффективности применения спутников дистанционного зондирования Земли, используемых для предотвращения, обнаружения и ликвидации чрезвычайных ситуаций.

Капельюха Д.Д.
МАИ, г. Москва

В работе проанализированы основные направления использования космической информации для нужд МЧС, перспективные направления спутникового мониторинга чрезвычайных ситуаций, дана качественная оценка информации, получаемой в процессе наблюдения и измерения характеристик природной среды и контролируемых объектов различными средствами экологического мониторинга, произведен расчет и экономическое обоснование цены единицы снимаемой площади космическим аппаратом дистанционного зондирования Земли.

Чтобы структурировать и наглядно представить проблемы данного сегмента рынка космических услуг, выбрать и обосновать наиболее целесообразные пути развития объекта прогнозирования в будущем, получить количественную прогнозную оценку относительной важности направлений развития объекта, рассмотреть альтернативы различных путей и средств достижения поставленной цели, а также оптимально распределить имеющиеся ресурсы, в данной работе было построено дерево целей, а затем, при помощи экспертного опроса была дана его количественная оценка – дерево решений.

An analysis of the effectiveness of Earth remote sensing satellites remote sensing satellites are used for the prevention, detection and elimination of emergency situations

Kapelyukha D.D.
MAI, Moscow

This paper analyzes the main directions of space-based information for the needs of the Emergencies Ministry, promising areas of satellite-based monitoring of emergencies, given the qualitative assessment of information

received in the course of monitoring and measuring the characteristics of the environment and controlled objects by various means of environmental monitoring, made the calculation and feasibility study unit price of the withdrawn areas spacecraft remote sensing.

In order to structure and visualize the problems of this segment of the market of space services, choose and justify the most appropriate way of development of object of forecasting the future, to obtain a quantitative predictive assessment of the relative importance of the development directions of the object, consider alternatives to the various ways and means to achieve this goal, and optimally allocate the available resources in this paper was built tree of goals and then, with the help of expert survey was given a quantitative evaluation - a decision tree.

Организация ремонтного производства авиационных двигателей на основе планирования прогрессивных норм и нормативов.

Комарова А.М., Тихонов А.И.
МАИ, г. Москва

Срок службы современных авиационных двигателей существенно удлинится за счет проведения разных видов ремонтов и технического обслуживания, однако организация ремонтного производства подвержена действию многих, подчас неустраняемых технологических и экономических неопределенностей и угроз, объективно существующих в процессе проведения организационных мероприятий.

Повышение эффективности организационного производства авиационных двигателей в России, его конкурентоспособности напрямую связано с возрождением обрабатывающих отраслей промышленности, для которых большое значение, наряду с инвестициями, имеет использование передовых технологий совершенствования организационных решений по труду. Исходя из мирового опыта, необходим переход от традиционных методов организации и нормирования труда, не предполагающих, как правило, проведение тщательного исследования процесса, к методам анализа трудовых процессов на основе планирования прогрессивных норм и нормативов.

Нормирование труда рассматривается в качестве важнейшей составляющей внутрипроизводственного управления, управленческого учета, организации производства и управления знаниями на предприятии, осуществляющем ремонт двигателей.

Необходимость нормирования обусловлена постоянной потребностью выявления резервов снижения затрат на производство на основе их тщательного изучения и разработки предложений по повышению эффективности. Такая постановка вопроса приводит к необходимости создания измерительного инструментария, с помощью которого можно

правильно оценивать и прогнозировать затраты труда в конкретных условиях. Требования к прогрессивным нормам затрат труда в современных условиях могут быть сведены к следующим:

- высокое качество устанавливаемых норм, их максимальное приближение к общественно-необходимым затратам труда;
- всесторонняя научная обоснованность норм на основе более полного учета организационно-технических, экономических, психофизиологических и социальных факторов;
- равная напряженность норм на аналогичные работы в одинаковых условиях их выполнения.

Таким образом, внедрение прогрессивных норм и нормативов в ремонтное производство позволяет сократить затраты на производство и ремонт и повысить качество и назначенный ресурс авиационных двигателей.

The organization of repair aircraft engines, based on the planning of progressive regulations and standard rates.

Komarova A.M., Tikhonov A.I.
MAI, Moscow

Service life of modern aviation engines is significantly extended due to conducting out different types of repairs and technical, however the organization of repair production go throw the action of many ones, sometimes the ineradicable technological and economical indeterminacy and threats which of are objectively existing in the course of carrying out organizational actions.

Increase of efficiency of repair production aviation engines in Russia, its competitiveness is directly connected with revival of the processing industries for which great value, along with investments, has use of advanced technologies of enhancement of organizational decisions on work. Based on international experience, transition from the traditional methods of the organization and regulation of work which aren't assuming, as a rule, carrying out careful research of process to methods of the analysis of labor processes on the basis of planning of progressive regulations and standard rates is necessary.

Regulation of work is considered as the most important component of intra production management, managerial accounting, production organization and management of knowledge on the entity performing repair of engines.

Need of regulation is caused by fixed requirement of identification of allowances of cost reduction for production on the basis of their in-depth examination and development of offers on efficiency increase. Such statement of a question results in need of creation of measuring tools by means of which it is possible to estimate and predict correctly work costs in

specific conditions. Requirements to progressive cost rates of work in modern conditions can be consolidated to the following:

- high quality of the established regulations, their maximum approach to public and necessary costs of work;
- comprehensive scientific justification of regulations on the basis of more complete accounting of organizational and technical, economic, psychophysiological and social factors;
- equal intensity of regulations for similar works in identical conditions of their accomplishment.

In this way, implementation of progressive regulations and standard rates in repair production allows to reduce production costs and improve the quality of repairs and the assigned resource and aircraft engines.

**Внедрение системы экологического менеджмента как средство
повышения экологических характеристик продукции авиационных
предприятий**

Афони́на О.А., Красноштанов В.А., Сорокин А.Е.
МАИ, г. Москва

Улучшение экологических характеристик продукции авиационных предприятий является в настоящее время приоритетным направлением национальной политики. Одним из основных путей решения экологических проблем является внедрение на авиационных предприятиях системы экологического менеджмента (СЭМ), о чём было заявлено ещё на конференции ООН в Рио-де-Жанейро (1992 г.), где руководителями большинства стран мира была подписана Программа действий «Повестка дня на XXI век», в которой подчёркивалось, что «Экологический менеджмент следует отнести к ключевой доминанте устойчивого развития и одновременно к высшим приоритетам промышленной деятельности и предпринимательства». Путь формирования эффективной экологической политики для авиационных предприятий следует создавать в соответствии с требованиями стандарта ISO 14001 «Системы экологического менеджмента. Требования и руководство по применению».

Система экологического менеджмента – часть системы менеджмента организации, используемая для разработки и внедрения экологической политики и управления её экологическими аспектами. СЭМ включает в себя организационную структуру, деятельность по планированию, ответственность, практику, процедуры, процессы и ресурсы.

Данный документ разработан так, что его можно применять к организациям всех типов и размеров с учётом различных географических, культурных и социальных условий.

Экологическая эффективность может быть охарактеризована, к примеру, такими показателями как количество использованного сырья или потреблённой энергии до и после внедрения СЭМ; количество выбросов в атмосферу, к примеру, углекислого газа и окислов азота; полученные отходы на количество готовой продукции; эффективность использования материалов и продукции и т.п.

Внедрение мероприятий по экологическому менеджменту приносит авиационным предприятиям тройной выигрыш (эффект), образующийся из трёх составляющих: социального, экономического и экологического. Социальный заключается в улучшении качества жизни, увеличении её продолжительности, уменьшении числа несчастных случаев и заболеваний, сокращении текучести кадров по причине неудовлетворённости условиями труда; экономический эффект образуется за счёт увеличения цены на экологически чистую продукцию и расширения рынка её сбыта; внедрение данной системы также приводит к улучшению экологических характеристик техники, технологии, продукции, услуг и сохранению окружающей среды.

The introduction of an environmental management system as a means to improve the environmental performance of aircraft production enterprises

Afonina O.A., Krasnoshtanov V.A., Sorokin A.E.
MAI, Moscow

Improving the environmental performance of products aviation enterprises is now a priority of national policy. One of the main ways of solving environmental problems is the introduction of aviation enterprises environmental management system (EMS), what was stated by another UN conference in Rio de Janeiro (1992), where most of the world leaders signed a program of action "Agenda for the XXI century", which emphasized that "Environmental management should be attributed to the dominant key of sustainable development and at the same time to the highest priorities of industrial activity and entrepreneurship". Way formation of an effective environmental policy for aviation enterprises should be established in accordance with the requirements of ISO 14001 "Environmental management systems. Requirements with guidance for use".

The environmental management system - part of the organization's management system used to develop and implement environmental policy and manage its environmental aspects. EMS includes the organizational structure, planning activities, responsibilities, practices, procedures, processes and resources.

This document is designed so that it can be applied to organizations of all types and sizes, taking into account the different geographical, cultural and social conditions.

Eco-efficiency can be characterized, for example, indicators such as the amount of raw materials used or consumed energy before and after the introduction of the EMS; emissions to the atmosphere, for example, carbon dioxide and nitrogen oxides; the amount of wastes received on the finished products; efficient use of materials and products, etc.

Implementation of measures for environmental management brings aviation enterprises trifecta (effect), which is formed of three components: social, economic and environmental. Social consists in the improvement of quality of life, increasing its duration, reducing the number of accidents and diseases, reducing staff turnover due to dissatisfaction with working conditions; economic benefits generated by increasing prices for environmentally friendly products and market expansion of its sales; implementation of this system will also improve the environmental performance of equipment, technology, products, services and environmental conservation.

Либерализация авиасообщения как стимул к развитию бюджетных авиакомпаний: мировой опыт и возможности на постсоветском пространстве

Кульков В.В.

НИУ ВШЭ, г. Москва

Либерализация международного авиасообщения становится основным трендом в регулировании пассажирских авиаперевозок в разных частях мира. Одной из основных форм проявления либерализации стали режимы «открытого неба», являющиеся по своей сути двусторонними или многосторонними соглашениями между государствами. Режимы «открытого неба» упрощают допуск авиакомпаний на новые маршруты, снимают ограничения по провозным емкостям и частоте рейсов. Их создание способствует увеличению пассажиропотока на международных воздушных линиях (МВЛ) и снижению цен на авиабилеты.

Одним из важных последствий либерализации авиаперевозок 1990-2000-ые стал бурный рост бюджетных авиакомпаний, бизнес-модель которых во многом зависит от степени либерализации авиасообщения. В рамках нашего исследования мы изучили опыт либерализации авиасообщения в Европе и Юго-Восточной Азии. Опыт каждого региона уникален и несет много разного, но и общего. Общим итогом либерализации авиасообщения в этих регионах мира стало появление режимов «открытого неба» - Европейского общего авиационного

пространства (ЕСАА) и Единого авиационного рынка АСЕАН (АСАМ). Бюджетные авиакомпании на внутреннем европейском рынке авиаперевозок сегодня занимают 56% рынка, а в странах АСЕАН этот показатель колеблется в диапазоне 70-80%. При этом крупнейшие авиакомпании этих регионов по пассажиропотоку являются бюджетными авиакомпаниями. Они вытесняют традиционные авиакомпании с ближне и средне-магистральных направлений и расширяют свою клиентскую базу за счет новых пассажиров, уходящих от традиционных авиаперевозчиков.

С распадом СССР прекратило существовать общее советское авиационное пространство, что серьезно ударило по развитию гражданской авиации в этом регионе. Создание режима «открытого неба» в рамках ЕАЭС может дать новый импульс к развитию не только международного авиасообщения между странами-участницами, но и способствовать появлению новых бюджетных авиакомпаний, увеличению деловой активности, а значит и мирохозяйственных связей в регионе.

В рамках данной работы исследуются рынки авиаперевозок ЕС и АСЕАН и положение бюджетных авиакомпаний на них, анализируются основные этапы либерализации авиасообщения в этих регионах. На основе этого опыта проводится анализ рынка авиаперевозок стран-участниц ЕАЭС и предлагается набор мер для подготовки к созданию режима «открытого неба» среди стран ЕАЭС.

The air transport liberalization as an incentive of low-cost carriers' development: global practice and opportunities in the post-Soviet space

Kulkov V.V.

NRU HSE, Moscow

The air transport liberalization is becoming a major trend in the regulation of air passenger traffic in different parts of the world. One of the main forms of manifestation of liberalization became an "open sky" modes that are bilateral or multilateral agreements between states. They are simplifying the airline's admission for new routes, remove the limit of capacity and frequency of flights which leads to growth of passenger traffic on international air lines and lower prices.

One of the important consequences of the air transport liberalization in 1990-2000-s was the rapid growth of low-cost airlines, which business model depends on the degree of liberalization of air traffic between states. In our research we have studied the experience of liberalization of air traffic in Europe and Southeast Asia. The overall result of air transport liberalization in those subregions are the emergence of "open sky" modes - the European Common Aviation Area (ЕСАА) and the ASEAN Single Aviation Market

(ASAM). Low-cost airlines on the internal European air transport market occupy 56% of the market, and in the ASEAN countries the figure is in the range of 70-80%. The largest airlines in passenger traffic in these regions are low-cost carriers. They are replacing the traditional airlines on short and middle-haul destinations and expanding its customer base through new passengers leaving traditional carriers.

The disappearance of the Soviet general aviation area hit hard by the development of civil aviation in this region. Creation an "open sky" mode in the framework of the Eurasian Economic Union (EEU) can give a new impetus to the growth of international air traffic between the participating countries, contribute to the emergence of the new low-cost airlines and increase business activity between states.

This research investigates air transport market of the EU and ASEAN and the position of the low-cost airlines, analyzes the main stages of the air transport liberalization in those regions. On the basis of this case the author analyzes the EEU air transport market and offers a set of measures to prepare for the creation of an "open skies" mode among EEU members.

**Подготовка менеджеров по управлению человеческими ресурсами
как предпосылка формирования кадрового потенциала
предприятия**

Латышева В.В.
МАИ, г. Москва

В условиях обострения международных политических отношений, оттока долгосрочных инвестиций и, как следствие, снижения темпов развития экономики страны, предприятия самолетостроения и ракетостроения должны решать свои задачи не только за счет высокотехнологичного оборудования, но и формирования адекватного кадрового потенциала. Те критерии, которые раньше предъявлялись к персоналу предприятий стратегического назначения – высокая квалификация, дисциплина, исполнительность – сегодня недостаточны.

Наши исследования, проводившиеся в течение ряда лет, свидетельствуют о значительных изменениях в содержании и характере труда, что находит отражение в персонал-менеджменте в повышении требований к уровню образования, квалификации соискателя, росте спроса на выраженные способности к инновационной деятельности, творчеству, системному мышлению. Однако, чем квалифицированнее персонал, тем выше его требования к системе менеджмента предприятия, тем взыскательнее он в вопросах организации труда, создания условий для осуществления научных исследований и решения производственных задач, формирования благоприятного социально-психологического климата и корпоративной культуры.

Выход состоит в том, чтобы в управленческую практику предприятий наукоемких отраслей, а также профильных учебных заведений внедрить модель стратегического управления персоналом, основанную на применении новых социальных технологий на всех этапах работы с людьми, объективации их знаний и умений и их превращения в актив организации.

Деятельность по управлению человеческими ресурсами принципиально отличается от традиционного управления персоналом и кадрового администрирования тем, что направляет основные усилия на создание развивающей социальной среды для повышения результативности деятельности персонала, повышает доступность и эффективность использования работниками всех организационных ресурсов.

Решение этой задачи предполагает разработку в вузах образовательных программ, направленных на подготовку бакалавров и магистров по управлению человеческими ресурсами предприятия, обладающими, помимо традиционных управленческих навыков планирования, организации, координации и контроля, выраженными исследовательскими компетенциями и широкими знаниями в области трудового законодательства и формирования мотивационных программ.

Preparation of HR-managers as a prerequisite of the enterprise personnel potential formation

Latysheva V.V.
MAI, Moscow

The aggravation of international political relations and outflow of long-term investments provoke the slowdown of economical development of the country. Therefore, aviation and missilery enterprises nowadays need not only high-tech equipment, but also appropriate human resources to achieve their goals and solve their problems. Criteria, such as qualifications, discipline, diligence, used for strategic organizations personnel before are not relevant anymore.

Our researches, conducted during some years show the crucial changes in content and nature of the labour. It results in increased requirements to education level, qualifications, innovative skills and creativity of the personnel. Nevertheless, the more qualified employees are, the higher their requirements to management system are. Labour organization, appropriate working conditions for scientific studies and friendly psychological environment are important for the well-qualified stuff.

The offered solution is to implement the model of strategic HR management into the enterprises of high-tech industry and relevant universities. This model should be based on using new social technologies

during all stages of working with people and also transforming their skills into assets of the company.

HR management is fundamentally different from traditional personnel management in focusing on creating the developing social environment. Thus it gives to the staff more opportunities and access to all the organizational resources, which results in higher efficiency of the employees.

Consequently, the universities curricula need to be supplemented with educational programs for HR bachelors and masters. According to them, the future specialists are to have not only traditional skills (planning, organization, coordination and control), but also research competences, knowledge of labour legislation and motivational programs.

**Достижение целевой эффективности деятельности предприятий
аэрокосмической промышленности путем повышения трудовой
мотивации сотрудников.**

Михалик В.И., Силантьева Е.А.
МАИ, г. Москва

В современном мире аэрокосмическая отрасль является одной из наиболее приоритетных и наукоемких областей человеческой деятельности. Участие в космических программах в значительной мере определяет политический престиж современного государства, его экономическую, и научно-техническую и оборонную мощь.

Ввиду сложившейся экономико-политической ситуации необходимо в полной мере использовать кадровый потенциал предприятий отрасли, то есть настроить целостную, а главное эффективную работу с кадрами как в действующих организациях и предприятиях, так и в вновь создаваемых.

В связи с этим, актуальным является создание системы оценки и формирования мотивации трудовой деятельности работников предприятия, в которой система оплаты труда займет свое место в качестве одного из средств побуждения к работе. Основная цель процесса мотивации - это получение максимальной отдачи от использования имеющихся трудовых ресурсов, что позволяет повысить общую результативность и прибыльность деятельности предприятия. Данная система представляется особенно важной в условиях дефицита финансовых средств, поскольку позволяет максимально эффективно использовать человеческие ресурсы.

Разрабатываемая система направлена на увеличение эффективности использования потенциала сотрудников. И содержит в себе такие инструменты влияния как, материальное поощрение, введение соревновательного момента в работе. Новейшие отечественные и зарубежные исследования в области кадровой политики предприятия,

помогут разработать и адаптировать конечную систему, для внедрения ее на предприятия авиационной промышленности.

Данная работа направлена на изучение роли и значения мотивации персонала на предприятиях отрасли, методов стимулирования персонала и будут даны универсальные практические рекомендации для достижения максимально эффективной работы предприятий.

Achieving the target efficiency of the aerospace industry by improving labor motivation

Michalik V.I., Silanteva E.A.
MAI, Moscow

In today's aerospace industry is one of the priority and science intensive areas of human activity. Participation in space programs largely determines the political prestige of a modern State, its economic and scientific-technical and defense power.

In view of the current economic and political situation is necessary to make full use of human resources of the industry, that is to set up a coherent, effective and most importantly work with staff in existing organizations and enterprises, as well as in newly created.

In this regard, the actual creation of a system of evaluation and formation of motivation of labor activity of employees, in which the system of remuneration will take its place as a means of motivation to work. The main objective of the process of motivation - is to get the most out of the use of available human resources, which improves overall performance and profitability of the company. This system is especially important given the shortage of funds, because it allows the most efficient use of human resources.

The developed system aims to increase the efficiency of use of the capacity of staff. And contains the effect of these instruments as financial incentives, the introduction of competitive moments in the work. The latest national and international research in the area of personnel policy, will help to develop and customize the ultimate system for implementing it on the aviation industry.

This work is aimed at understanding the role and importance of employee motivation at the enterprises of the industry, methods to stimulate staff and will be given universal practical recommendations to achieve maximum efficiency of enterprises.

Исследование способов организации и стимулирования инновационной деятельности предприятий авиационной промышленности

Тихонов В.А., Новиков А.С.

МАИ, г. Москва

Переход к инновационному развитию экономики определен в качестве стратегической задачи социально-экономического развития нашей страны на долгосрочную перспективу. Стоит задача превращения России из сырьевой державы в одного из лидеров мировой экономики, имеющего высокоиндустриальную инновационную экономику, с последующим вхождением к 2020 г. в пятерку ведущих стран мира по объемам валового внутреннего продукта.

Решение этой амбициозной задачи невозможно без радикального ускорения темпов научно-технического развития авиационной промышленности, которая, безусловно, является одной из ключевых отраслей мировой экономики. В свою очередь, авиационная промышленность стимулирует развитие смежных отраслей и передовых технологий, создавая значительный мультипликативный эффект.

Важнейшую роль играет авиастроение и в обеспечении обороноспособности и национальной безопасности: в мировом экспорте вооружений доля авиационной техники к 2025 году превысит 70%.

Однако реализация всех потенциальных преимуществ отрасли возможна лишь с применением новых организационно-экономических форм развития науки и соединения ее с производством. Одной из таких форм являются территории инновационного развития.

Территория инновационного развития (ТИР) – единица территориального устройства, которая имеет особый режим хозяйственной деятельности. Основной целью организации ТИР является создание целостной территориальной инновационной инфраструктуры и организация эффективного координированного регулирования процессов территориальной инновационной деятельности.

Эта цель будет достигнута путем решения задач, основными из которых являются:

- создание целостной инновационной инфраструктуры в рамках ТИР;
- создание благоприятных условий для привлечения отечественных и зарубежных инвестиций;
- сохранение и наращивание потенциала высококвалифицированных научно-технических и рабочих кадров;
- техническое перевооружение авиационных предприятий – участников ТИР на современном технологическом уровне.

Предполагается, что на территории Москвы будут размещены в промышленных зонах четыре территории инновационного развития, в том числе в области машиностроения на базе ФГУП «ММПО им. Чернышева».

**The research of organizational methods and innovative activities
promotion of aviation industry enterprises**

Tikhonov V.A., Novikov A.S.

MAI, Moscow

The transition to innovative development of the economy identified as strategic objectives of socio-economic development of our country in a long term. The task of transforming Russia from a raw power to one of the leaders of the world economy, with industrial innovative economy, followed by entry by 2020 the top five leading countries in terms of gross domestic product.

The solution to this ambitious goal is impossible without a radical acceleration of growth rate of scientific and technological development of the aviation industry, which, absolutely, is one of the key sectors of the global economy. In its turn, the aircraft industry stimulates the development of related industries and advanced technologies, creating a multiplier effect.

The most important is a role of the aircraft industry in the defensive potentialities and national security: in world weaponry exports, the share of aviation equipment by 2025 will exceed 70%.

However, the realization of all potential advantages the sector is possible only with the use of new organizational and economic forms of science development and its connections with production. One such form is the territory of innovative development

The territory of innovation development (TID) is the unit within the real device, which has a special mode of economic activity. The main purpose of the TID is the creation of a holistic regional innovation infrastructure and organization of effective coordinated regulation of territorial innovation processes.

This objective will be achieved by solving problems, the main of which are:

- the creation of an integrated innovative infrastructure within the TID;
- the establishment of favourable conditions for attracting domestic and foreign investments;
- conservation and capacity building of highly qualified scientific and technical staff and workers;
- technical re-equipment of aviation enterprises participating in a TID gallery at a modern technological level.

It is assumed that four areas of innovative development will be located in industrial areas within Moscow boundaries, including in the field of mechanical engineering on the basis of FGUP «Chernyshev's IPE».

Применение ценового комплексного анализа и экспоненциальной модели для долгосрочного прогнозирования стоимости серийных образцов авиатехники

Потапенко И.В.
МАИ, г. Москва

Целью научной работы является разработка концептуальных подходов к формированию государственной политики системы долгосрочного прогнозирования стоимости серийных образцов авиатехники в условиях глобализации и возможного влияния неуправляемых факторов внешней среды.

Главная задача работы: обосновать теоретические концепции формирования и использования стоимостных показателей для производства серийных образцов авиатехники на основе ценового анализа и экспоненциальной модели, при соблюдении заданных качественных и ценовых параметров.

Авторский подход к решению поставленной задачи состоит в анализе выпуска высокотехнологичной авиатехники на факторологическом материале, изложенном в контрактах по поставкам на долгосрочный период, применение закона роста стоимости продукции и метода Бокса-Кокса, а также сравнение полученных результатов прогноза с зарубежными источниками и их дальнейшая верификация.

Основой исследования является совокупность экономических отношений, складывающаяся в системе закупок ОПК в условиях долгосрочного прогнозирования и установления горизонта финансового планирования при определении стоимости серийных образцов авиатехники в процессе реализации государственной программы ВВТ в условиях неопределенности и финансовых рисков.

По мнению автора, задача научных коллективов, департаментов планирования и прогнозирования состоит в формировании моделей и поиска инструментария для совершенствования системы прогнозирования.

Учитывая отечественный и зарубежный опыт ППБ, с учетом применения ценового комплексного анализа и экспоненциальной модели сформировать авторский подход к определению стоимости серийных образцов авиатехники в долгосрочном периоде.

Application of comprehensive analysis of the price and the exponential model to predict the long-term cost of production models of aircraft

Potapenko I.V.
MAI, Moscow

The purpose of research is to develop conceptual approaches to the formation of the state policy of long-term forecasting the cost of production models of aircraft in the context of globalization and the possible impact of uncontrollable environmental factors.

The main objective of the work: to prove the theoretical concept of formation and use of cost parameters for mass-produced models of aircraft on the basis of price analysis and exponential-social model, subject to specified quality and price parameters.

The author's approach to solving this problem is to analysis issue high-tech aircraft to factual material set out in the contracts for the supply of long-term ne-period, the application of the law of growth of cost of production and the method of Box-Cox, as well as a comparison of the results forecast from foreign sources, and their further verification.

The basis of the study is a set of economic relations in the defense industry procurement system in terms of long-term forecasting and the establishment of the financial planning horizon when determining the cost of production models of aircraft in the process of implementation of the state program of arms and military equipment in conditions of uncertainty and financial risk.

According to the author, the task of research groups, departments of planning and forecasting is to build models and research tools for the improvement of the system of forecasting.

Taking into account national and international experience of PPB, taking into account the application of a comprehensive analysis of the price and the exponential model to generate the author's approach to determining the cost of production models of aircraft in the long run.

Обеспечение экономической безопасности за счет повышения конкурентоспособности предприятий авиационного двигателестроения

Просвирина Н.В., Тихонов А.И.
МАИ, г. Москва

Авиационная промышленность является одной из ключевых отраслей мировой экономики. Несмотря на продолжающийся экономический кризис, отрасль сохраняет высокие темпы роста: до 2025 г. объем мирового рынка авиационной техники планируется увеличить более чем в 2 раза. Российское авиастроение играет большую роль в обеспечении экономической безопасности нашего государства, под которой

понимается наличие конкурентных преимуществ, обусловленных соответствием материального, финансового, кадрового, технологического потенциалов и организационной структуры предприятия его стратегическим целям и задачам. Экономическая безопасность складывается из нескольких функциональных составляющих, которые для каждого конкретного предприятия могут иметь различные приоритеты в зависимости от характера существующих угроз.

Главными задачами авиационной промышленности являются создание условий для обеспечения безопасности страны и транспортной доступности для населения всех регионов РФ. Авиационное двигателестроение представляет собой подотрасль авиационной промышленности, во многом определяющую ее технологический уровень.

Характеризуя производственно-хозяйственную деятельность отрасли в целом, следует отметить, что, несмотря на положительную динамику основных показателей, доля российских производителей гражданских авиационных двигателей на мировом рынке крайне мала, что в условиях принятых санкций может ухудшить позиции страны на фоне низкой конкурентоспособности отечественных авиационных двигателей. Таким образом, проблема обеспечения конкурентоспособности продукции наиболее остро стоит именно перед двигателестроителями российской авиационной промышленности. Решение этой проблемы крайне необходимо для выживания и устойчивого развития отечественного авиационного двигателестроения. Учитывая, что создание высокоэффективных авиадвигателей нового поколения, параметры и характеристики которых должны будут соответствовать лучшим мировым достижениям и превосходить их, является одной из приоритетных задач российской авиационной промышленности; необходимой предпосылкой конкурентоспособности подотрасли авиационного двигателестроения становится: формирование и развитие совокупного конкурентного потенциала предприятий; владение реальными инструментами превращения потенциала в фактор действительной конкуренции.

В стратегическом плане политика руководства предприятий, как субъектов рыночных отношений, должна заключаться в том, чтобы закладывать долговременные основы для повышения конкурентоспособности в планировании, разработке и организации долгосрочных установок.

Ensuring economic security by increasing the competitiveness of aviation engine-building

Prosvirina N.V., Tikhonov A.I.

MAI, Moscow

The aviation industry is one of key industries of world economy. Despite the proceeding economic crisis, branch keeps high growth rates: till 2025 the volume of the world market of the aircraft equipment is planned to increase more than twice. The Russian aircraft industry plays large role in providing economic security of our state, which is understood as existence of the competitive advantages caused by compliance of material, financial, personnel, technological potentials and organizational structure of the enterprise to its strategic objectives and tasks. Economic security consists of several functional components, which for each concrete enterprise can have various priorities depending on nature of the existing threats.

The main tasks of the aviation industry are creation of conditions for safety of the country and transport availability to the population of all regions of the Russian Federation. The aviation engine-building represents the subsector of the aviation industry in many respects determining its technological level.

Characterizing production economic activity of branch in general, it should be noted that, despite positive dynamics of the main indicators, the share of the Russian producers of civil aviation engines in the world market is smallest that in the conditions of the accepted sanctions can worsen country positions against low competitiveness of domestic aviation engines. Thus, the problem of ensuring competitiveness of production most is particularly acute for engine manufacturers of the Russian aviation industry. The solution of this problem is extremely necessary for a survival and a sustainable development of domestic aviation engine-building. Considering that creation of highly effective aircraft engines of new generation, parameters and which characteristics will have to correspond to the best world achievements and surpass them, is one of priority tasks of the Russian aviation industry; becomes the necessary prerequisite of competitiveness of subsector of aviation engine-building: formation and development of cumulative competitive capacity of the enterprises; knowledge of real instruments of transformation of potential into a factor of the valid competition.

In the strategic plan of the politician of the management of the enterprises as subjects of the market relations, has to consist in laying the long-term foundation for increase of competitiveness in planning, development and the organization of long-term installations.

Вопросы оценки эффективности перехода предприятий на серийное производство продукции оборонного назначения

Пуравина А.Г.
МАИ, г. Москва

Главная цель исследования - показать необходимость и, в то же время, эффективность перехода от единичного производства опытных образцов к серии. В связи с последними событиями на Украине и общим ростом напряженности в мировых политических и экономических отношениях это становится вдвойне актуальнее. Нашей стране просто необходимо в кратчайшие сроки поднимать свой военный потенциал, перевооружать армию. Инновационная модернизация всего оборонного комплекса, безусловно, необходима, тем более, сегодня, в условиях растущей геополитической нервозности, в том числе вызванной глобальным кризисом, когда военная сила становится еще более важным страхующим средством.

Серийное производство - тип производства, характеризующийся ограниченной номенклатурой изделий, изготавливаемых или ремонтируемых периодически повторяющимися партиями (сериями), и сравнительно большим объемом выпуска.

В данном исследовании будет рассмотрен вариант мелкосерийного производства одного из образцов военной техники на конкретном оборонном предприятии.

Данный тип производства является переходным от единичного к серийному. Выпуск изделий может осуществляться малыми партиями.

Новые разработки важны для оборонной промышленности нашей страны, но требуется, и наращивать общее количество уже разработанных перспективных образцов военной техники, не останавливаясь на единично изготовленных опытно-конструкторских изделиях, как это было последние два десятилетия.

Исследование состоит из двух частей: теоретической и практической.

В первой части представлены характеристика серийного производства и краткие сведения о предприятии, где предполагается внедрить данный инвестиционный проект. Приведена история развития морских зенитных комплексов ближнего рубежа, проектированием и изготовлением которых занимается предприятие, качественно проанализирован рынок вооружений в настоящее время.

Во второй части исследования проведена оценка эффективности капитальных затрат на модернизацию производственных мощностей предприятия. Исходными данными для проведения расчетов являются данные внутреннего учета: расчет трудоемкости изготовления по видам работ одного изделия и статьи постоянных и переменных затрат.

В исследовании будут отражены преимущества перехода на серийное изготовление; показана актуальность и выгодность данного проекта в настоящее время, а также социальный подтекст.

Questions to assess the effectiveness of the transition of enterprises producing defense products, for mass production

Puravina A.G.

MAI, Moscow

The main purpose of the project - to show the necessity and at the same time, the profitability of the transition from individual production of prototypes to the series. In connection with the recent events in Ukraine and the general growth of tension in the world's political and economic relations, it becomes double urgent. Our country is a must as soon as possible to raise its military capabilities, to re-equip the army. Innovative modernization of the defense industry of all, of course, necessary, especially in today's growing geopolitical nervousness, including those caused by the global crisis, when the military force becomes even more important means of insuring.

Serial production - the type of production, characterized by unlimited product range manufactured or repaired recurrent batches (lots), and a relatively large volume of the issue.

The project will be considered an option small-scale production of one of the models of military equipment to a particular defense enterprise.

This type of production is the transition from a single to a batch. Release of products can be carried out in small batches.

New developments are important for the defense industry of our country, but required, and to increase the total number of already developed advanced military hardware, without stopping on the unit made developmental products, as it was the last two decades.

This work consists of two parts (theoretical and practical).

The first part presents the characteristics of mass production and brief information about the company, where it is supposed to implement this investment project. See the history of the development of maritime air defense systems near abroad, in designing and manufacturing company, which has been qualitatively analyzed arms market now.

The second part of the project is estimated. Initial data for the calculation are the data of internal accounting: the calculation of the complexity of manufacturing activity types of products and articles of fixed and variable costs.

The project will reflect the benefits of the transition to serial production; It shows there levance and profitability of the project at the moment, as well a social implications.

Проблемы авиационного склада и методы их решения

Рязанова Е.В., Чернобровов А.И.

МАИ, г. Москва

Растущий спрос на российском рынке воздушных перевозок ведет к расширению и модернизации парка воздушных судов авиакомпаний за счет самолетов отечественного и зарубежного производства.

Для нормальной эксплуатации самолетов требуется обеспечение их запасными частями. Здесь возникает проблема – самолетный парк разнообразен по типам, но относительно немногочислен по количеству самолетов. Для обслуживания самолетного парка, а также обеспечения работы аэропортов требуются все виды авиационной техники(АТ): авиадвигатели, системы аэродромного обслуживания, системы управления полетами и оперативного обеспечения, запчасти и ремонтные комплекты.

Для хранения запасных частей для ремонта летательных аппаратов и других видов АТ требуется наличие и правильное функционирование склада. Оценив площадь имеющегося склада, в работе проведен анализ наиболее востребованных и важных запасных частей, которые в определенном количестве должны находиться на складе. Также учтены условия их хранения и транспортировки, которые требуют определенных финансовых затрат. Запчасти, требующие редкой замены, закупаются по факту ремонта.

Проанализирована эффективность работы склада, обеспечение разумным количеством работников. Разработан метод оценивания и эффективного распределения труда работников. Взяты во внимание виды работы, степень сложности в каждом типе действий работника и т.д.

Также рассмотрена необходимость создания общей базы данных и эффективной автоматизированной системы управления, при этом нужно решить задачу многокритериальной оптимизации. Снижение трудоемкости работы на складе можно достичь в рамках автоматизации отдельных трудоемких технических операций.

Для решения данных, а также других сопутствующих, задач и проблем построена математическая модель с целью минимизации затрат склада. Она позволяет достигнуть эффективности работы склада в целом, снизив при этом затраты на его содержание, уменьшить количество рабочего персонала при одновременном повышении производительности, оптимально использовать складское пространство.

Problems of the aviation storage and their solutions

Ryazanova E.V., Chernobrovov A.I.

MAI, Moscow

The growing demand in the Russian market of air transportation leads to the expansion and modernization of the fleet by aircraft of the airlines of domestic and foreign production.

For normal operation of the aircraft is required to provide them with spare parts. There is a problem - fleet is diverse in type, but has relatively small number of aircraft. To service the fleet, as well as operate the airports all kinds of aviation technology (AT) are required: aircraft engines, systems airfield services, flight control systems and operational support, spare parts and repair kits.

The presence and correct functioning of the warehouse is required for the storage of spare parts for repair of aircraft and other types of AT. Assessing the existing warehouse area, the analysis of the most popular and important spare parts was held, which in a certain amount must be in stock. Also take into account the conditions of their storage and transportation, which require certain financial costs. Parts that require rare replacement are bought into the repair.

The efficiency of the warehouse was analyzed, providing a reasonable number of employees. The method of assessment and the efficient allocation of workers was developed. The types of work, the degree of difficulty in each type of worker action, etc. were taken into consideration.

It is also considered the need to establish a common database and efficient automated control system, and the need to solve the problem of multi-criteria optimization. Reducing the complexity of the work in the warehouse can be achieved within the framework of the automation of certain labor-intensive technical operations.

To address these and other related challenges and problems a mathematical model was created to minimize the cost of warehouse. It allows to achieve the efficiency of the warehouse in general, to lower the costs, to reduce the number of employees while increasing productivity, optimal use of warehouse space.

Оценка финансово-экономической деятельности предприятий авиационно-космической отрасли методом гипервекторного ранжирования

Сафронов В.В., Нечаев В.С.

КБ Электроприбор, г. Саратов

Оценка финансово-экономической деятельности предприятий авиационно-космической отрасли является актуальной задачей и

позволяет определить: кандидатов на выполнение НИОКР по космической (авиационной) тематике; места предприятия в государственной корпорации «Роскосмос», Объединенной авиастроительной корпорации с точки зрения успешности осуществления экономической деятельности и т. п.

Цель работы – построение упорядоченного множества эффективных вариантов предприятий авиационно-космической отрасли (кортежа Парето) и выбор наилучшего по принятой совокупности критериев предприятия.

Для оценки предприятий использованы следующие показатели:

- Рентабельность хозяйственной деятельности (активов; собственного капитала; текущих активов; производственных фондов; производства; продаж).
- Ликвидность активов (коэффициенты ликвидности: абсолютной; быстрой (критической); текущей; общей).
- Финансовая устойчивость (коэффициенты: финансовой независимости; задолженности; финансовой напряженности; имущества производственного назначения; маневренности; обеспеченности собственными оборотными средствами; обеспеченности материальных запасов собственным оборотным капиталом).
- Показатели деловой активности (коэффициент оборачиваемости активов; длительность периода оборота).

Осуществлена постановка задачи. В математическом плане она относится к области гипервекторного ранжирования. Раскрыт метод решения, использованы понятия опорного кортежа Парето, псевдокортежа и истинного кортежа Парето.

Рассмотрен пример построения истинных кортежей Парето при использовании методов «жесткого» ранжирования, Борда, турнирной таблицы, минимаксного, равномерной оптимальности, справедливого компромисса. Показано, что корректное решение задачи можно получить на основе применения разработанного критерия построения истинных кортежей Парето.

Проведен выбор наилучшего по принятой совокупности критериев предприятия.

Evaluation of financial-economic activity of enterprises of the aerospace industry using the method of hyper-vector ranking

Safronov V.V., Nechaev V.S.

KB Electropribor, Saratov

The evaluation of financial-economic activity of enterprises of the aerospace industry is an actual task which allows to determine: candidates for

execution of research and development work on the space and aviation subjects, the enterprise position in the State Corporation “Roscosmos”, the United Aircraft Corporation in respect to successfulness of economic activity etc.

The study objective is the building of the ordered set of efficient variations of enterprises of the aerospace industry (Pareto tuple) and choosing the best enterprise on accepted set of criteria.

For evaluation of enterprises we used the following indices:

- Profitability of economic activity (assets, equity capital, current assets, production funds, production, sale).
- Assets liquidity (liquidity ratio: absolute; quick (critical); current; general).
- Financial stability (ratio of: financial independence; indebtedness; financial tensions; property for production purposes; maneuverability; provision of own circulating assets; provision of inventories by own working capital).
- Economic activity figures (asset turnover ratio, duration of the period of turnover).

The formulation of the problem is fulfilled. In mathematical terms it refers to hyper-vector ranking field. The method of solution is revealed, the terms of Pareto reference tuple, pseudo and true tuples are used.

An example of building of true Pareto tuples was considered using the methods of “hard” ranking, Borda, cross table, high-low method, uniform optimality, fair compromise. It is shown that the correct problem solution can be obtained by using the developed criterion of building the true Pareto tuples.

The choice of the best enterprise on accepted set of criteria was carried out.

Кадровое обеспечение ракетно-космической отрасли в условиях реструктуризации

Семина А.П., Силантьева Е.А.

МАИ, г. Москва

Сохранение преимуществ и приоритета России в мировой космической деятельности является основной задачей ракетно-космической промышленности (РКП) в настоящее время. Преодолеть глубокий кризис, в котором на данный момент находится отечественная ракетно-космическая отрасль, можно только с помощью мер, направленных на эффективное использование всех ресурсов предприятий отрасли. При этом одной из важных проблем является проблема обеспечения промышленности кадрами. Кадровое обеспечение ракетно-космической отрасли – это комплекс действий, направленный на поиск, отбор и подбор персонала, создание

качественного и количественного состава персонала предприятий РКП и отрасли в целом.

Одной из важных задач является выявление потребности в обеспечении предприятий сотрудниками определенных профессий от высшего звена (руководители отрасли и предприятий) до низового звена (квалифицированные специалисты и рабочие), обладающими необходимыми навыками и знаниями. Для этого в первую очередь необходимо провести анализ сложившейся структуры персонала предприятий РКП. Исследование показало, что среди основных причин кризиса в отрасли является утрата квалифицированных кадров и их старении. При этом в современной быстроменяющейся рыночной среде организации могут добиться успеха только в том случае, если стратегия дальнейшего развития кадрового потенциала будет строиться не только на подготовке кадрового потенциала, но и учитывать уже имеющиеся кадровые ресурсы и резервы. Кроме того, приходится вносить существенные поправки в систему кадрового обеспечения из-за финансовых ограничений и требований государства.

Для решения проблем кадрового обеспечения необходимо в первую очередь уменьшить разрыв поколений, привлечь на предприятия молодых специалистов и научных работников, создать условия для привлечения и закрепления талантливой молодежи, разработать качественно новую систему мотивации труда, уменьшить текучесть молодых кадров, наладить более тесное взаимодействие предприятий с ВУЗами, оптимизировать организационную структуру и корпоративную культуру организации, повысить престиж профессии, сформировать и подготовить высококвалифицированные управленческие кадры.

Данное исследование направлено на выявление основных проблем кадрового обеспечения ракетно-космической отрасли, на изучение кадрового потенциала предприятий РКП, а также на поиск решения существующих проблем в кадровом обеспечении отрасли.

Human resourcing in the Russian rocket and space industry in the restructuring environment

Semina A.P., Silanteva E.A.

MAI, Moscow

The main goal of the Russian rocket and space industry (RSI) nowadays is to maintain benefits and leadership of Russia in the global space activity. A deep crisis in the domestic rocket and space industry could be overcome only through efficient use of financial, human etc resources of industry companies with human resources being one of the important issues. Personnel hiring is a set of measures designed to recruit enough qualified personnel for the space industry.

One of the main goals is to identify the necessity for qualified employees of certain professions from top management (heads of industries and companies) to lower level (skilled professionals and workers). First of all one needs to analyze the current personnel structure of Russian RSI companies. A study showed that the main reasons for the crisis are mostly the loss of skilled staff and its ageing. In the current rapidly changing market environment the human resources strategy should not only be based on the human resources training, but also should be taken into account existing staffing resources and reserves. In addition, it is necessary to make substantial amendments to the system of staffing due to financial constraints and requirements of the state.

To solve human resources problem it is necessary to reduce the generation gap, attract to the companies young specialists and scientists, create conditions for attraction of talented youth and develop a new system of labor motivation, reduce turnover of young personnel, ensure a closer relationship between industrial companies, scientific Institutes and Universities, optimize the organizational structure and corporate culture of the organization, increase the prestige of the profession, shape and prepare highly qualified management personnel.

The aim of this study is to identify the main problems in personnel hiring, analyze personnel potential and find solution for existing problems in RSI sector.

Совершенствование системы ресурсного обеспечения наукоемких проектов авиационной и ракетно-космической промышленности

Силантьева Е.А., Тихонов А.И.

МАИ, г. Москва

Проекты создания новых образцов техники в авиационной и ракетно-космической промышленности – это наукоемкие проекты, реализация которых требует значительного ресурсного обеспечения. А если учесть, что в авиационной и ракетно-космической промышленности, работа над создаваемыми объектами осуществляется не в составе проектов, а в составе программ (совокупность проектов или как проект, отличающийся особой сложностью создаваемой продукции и/или методов управления его осуществлением), то возникает потребность в совершенствовании методов и подходов проектного менеджмента в части ресурсного обеспечения с учетом специфических характеристик авиакосмической отрасли.

Очевидно, что достижение заданных конечных результатов проекта/программы невозможно при решении проблемы ресурсного обеспечения с учетом оптимизации только одного из видов ресурсов, например финансово-экономического. В связи с чем совершенствование

ресурсного обеспечения должно быть основано на рассмотрении ресурсного обеспечения в качестве системы - группы элементов (финансовых, трудовых, материальных, производственных и проч. ресурсов), организованных таким образом, что они в состоянии взаимодействовать как единое целое для достижения определенных целей.

В работе рассмотрены следующие ключевые темы:

- место понятия «наукоемкий проект» в общей классификации проектов;
- обобщение и систематизация теоретического опыта управления ресурсным обеспечением проектов и программ;
- рассмотрение ресурсного обеспечения наукоемких проектов и программ как системы.

Результатом работы является выявление потребности и поиск возможных путей совершенствования системы ресурсного обеспечения наукоемких проектов авиакосмической отрасли.

System improvement of resource support for aerospace industry science-intensive project

Silantieva E.A., Tikhonov A.I.

MAI, Moscow

The projects/programmes of creation new aerospace technical products are the science-intensive projects which requires significant resources. Now the project management needs to improve the resource support system of projects/ programmes, taking into account the specific characteristics of the aerospace industry.

Focusing only on the financial and economic aspects of resource provision is irrational, because getting a positive result requires efficient use of all resources. That's why improving resource support of science-intensive projects should be based on consideration of resource provision as a system - a group of elements (financial, labor, time, material and production resources), organized in such a way that they are able to interact as a single unit to achieve the current and strategic purposes.

The research includes the following topics:

- concept of the "science-intensive" projects in the context of the general classification of projects;
- project management theoretical experience of resource support;
- interpretation of resource support as a system;
- structure of resource support System for science-intensive project.

The main result the report is the demonstration of opportunities to improve the system of resource support for aerospace industry science-intensive project.

Технико-экономическое обоснование сети центров ТОиР в аэропортах Мьянмы

Сое Тху

МАИ, г. Москва

В юго-восточном Азии регионе наблюдается интенсивное развитие транспортных систем, в том числе и систем воздушного сообщения. Модернизируются существующие аэропорты, создаются новые. В качестве одной из основных услуг в аэропортах оказываются услуги по техническому обслуживанию и ремонту (ТОиР) воздушных судов (ВС). Для этого необходимо создавать современные центры технического обслуживания и ремонта.

Известно, что каждое воздушное судно имеет свою индивидуальную систему ТОиР, разрабатываемую при проектировании. Система ТОиР включает в качестве основных элементов: концепцию ТОиР, требования к ТОиР, структуру, перечень работ и технологий, выполняемых в процессе ТОиР, состав и требования к персоналу, выполняющему ТОиР, требования и состав оборудования, используемого при ТОиР, требования и состав информационного обеспечения ТОиР.

Создавая сеть центров технического обслуживания на аэродромах необходимо решать противоречивые задачи полноты и качества услуг по ТОиР для воздушных судов и обеспечения рентабельности функционирования таких центров.

На первом этапе необходимо выполнить анализ пассажиропотоков в аэропортах Мьянмы и типа воздушных судов, обеспечивающих текущие и прогнозируемые пассажиропотоки.

Затем по типам воздушных судов определяем потребности в услугах технического обслуживания и ремонта. На основе анализа сети аэропортов, пассажиропотоков, типажа ВС и потребностей в ТОиР определяются необходимые уровни ТОиР и их объемы. Это позволяет определить потребность в центрах ТОиР.

Расположение центров ТОиР рационализируется на основе предлагаемого технико-экономического критерия. Таким образом создается оптимальная сеть центров технического обслуживания на аэродромах региона, обеспечивающая потребности авиакомпаний в ТОиР и окупаемость инвестиций в создание такой сети.

Методика позволяет определять направления реструктуризации (оптимизации) региональной сети ТО и РВС при изменении экономических условий.

На данном этапе исследований предлагается структура методики и критерий.

Technical and economical justification of MRO network center at airports of Myanmar

Soe Thu

MAI, Moscow

In the South-east Asia region is witnessing rapid development of transport systems, including systems and air traffic. Modernizing existing airports, create new ones. As one of the main services at airports providing services for the maintenance and repair (MRO) of aircraft. To do this, create a modern center for maintenance and repairs.

It is known that every aircraft has its own individual system maintenance and repair, developed by the design. MRO system includes, as basic elements: concept MRO requirements, structure, list of works and techniques performed in the course of maintenance and repair, composition and requirements for personnel performing maintenance and repair, and the requirements of the equipment used in the maintenance and repair, and the requirements of the information security MRO.

Creating a network of service centers, on the ground need to be addressed conflicting objectives of completeness and quality of service for maintenance and repair and ensure the profitability of such centers.

The first step is to perform an analysis of passenger traffic at the airport s of Myanmar and the type of aircraft, providing current and projected passenger traffic.

Then the aircraft type definition service needs maintenance and repair. Based on analysis of the network of airports, passenger traffic, facial features and the needs of the Armed Forces in the MRO determined appropriate levels of maintenance and repair, and their volumes. This allows you to determine the need of maintenance and repair centers.

Location MRO centers rationalized on the basis of the proposed feasibility criteria. This creates an optimal network of service center on the ground in the regions, ensuring MRO the needs of airlines and MRO return on investment in the creation of such a network.

The technique allows to determine the direction of restructuring (optimization), a regional network of MRO when changing economic conditions. At this stage of the research proposed to the structure of the methodology and criteria.

Оценка результатов реорганизации предприятий аэрокосмической отрасли на основе изменения количественных и качественных показателей трудового потенциала

Калошина М.Н., Чемерисова А.В., Лавров Д.П., Редько Б.И.
МАИ, г. Москва

Структурные преобразования коснулись многих предприятий аэрокосмической отрасли, например, таких как ОАО «Рыбинские моторы», ОАО «А. Люлька-Сатурн», ОАО «Авиационная холдинговая компания «Сухой», ОАО «Туполев», Омское моторостроительное объединение им. П.И. Баранова и другие. Преобразование таких больших научно-производственных комплексов относится к масштабным проектам, результативность которых может быть оценена только с учетом фактора пролонгирования.

Из предусмотренных законодательством России способов реорганизации, применяемых в аэрокосмической отрасли, в рамках данной статьи рассматриваются: слияние и присоединение, методы которые укрупняют существующие предприятия, отвечают современным требованиям функционирования этой сферы деятельности, позволяют обеспечить ее устойчивое, конкурентное развитие.

В результате реорганизации изменяются как технико-технологические так и финансово-экономические показатели. Изменение последних происходит в связи со сдвигами в кадровой политике, применением других подходов к логистическим процессам, регенерациями основного капитала, преобразованиями в налогообложении, а также рисками, сопутствующими этим макропроцессам.

В настоящее время накоплено достаточное количество информации, позволяющее оценить пролонгированные результаты реорганизации аэрокосмической отрасли. В статье рассматриваются предложения по разработке концепции оценки с использованием совокупности количественных и качественных показателей оценки трудового потенциала (далее – ТП).

Предлагаемая концепция оценки результатов реорганизации предприятий аэрокосмической отрасли включает:

- анализ показателей деятельности предприятия аэрокосмической отрасли, который предполагает выбор и элиминирование финансово-экономических показателей;
- анализ ТП, который предполагает выбор показателей, характеризующих устойчивое развитие предприятия, анализ особенностей функционирования, выбор методов и подходов оценки, выявление специфики структуры ТП и их классификацию, выявление

межпараметрических зависимостей, разработку интегральных критериев;

- оценку результатов реорганизации предприятий аэрокосмической отрасли.

Estimating of the results of reorganization of the aerospace industry companies based on the changes in quantitative and qualitative indicators of labor potential

Kaloshina M.N., Chemerisova A.V., Lavrov D.P., Redko B.I.
MAI, Moscow

Structural reforms have touched many aerospace companies, such as JSCO “Rybinskie Motori”, JSCO “A. Lulka-Saturn”, JSCO “Aviatsionnaya Holdingovaya Companiya “Sukhoi”, JSCO “Tupolev”, Omsk Engine-Building Association named after P.I. Baranov and so on. The reorganization of such huge research and manufacturing complexes refers to large-scale projects, the efficiency of which can only be esteemed considering the factor of prolonging.

As part of this article, the ways of reorganization, which are provided for in the Russian legislation and used in the aerospace industry, are considered the following ways: merger and acquisition, these ways, which expand the established business, meet the modern requirements of the functioning in this field of activities, provide a sustainable, competitive growth.

Due to the reorganization, there are the changes not only in the technical and technological indicators, but also in the financial and economic ones. Changing of the latest ones happens because of the following: changes in personnel policy, using the other approaches to logistics processes, recovery of capital stock, changes in taxation, also the risks associated with these macro-processes.

Nowadays we have collected enough information, which let us estimate the prolonged results of reorganization of the aerospace industry. The article deals with the proposals of the concept formulation of estimating with using a set of quantitative and qualitative indicators’ estimating of labor potential (hereinafter - LP).

The offered concept of estimating the results of reorganization of the aerospace industry companies includes:

- Enterprise performance indicators analysis, which involves the selection and elimination of financial and economic indicators;
- Analysis of LP, which involves the selection of indicators that characterizes the sustainable development of company, the analysis of performance features, the selection of the methods and the approaches of estimating, revealing of specific structure of LP and its classification,

revealing inter-parametric dependence, the development of integral criterion;

- Estimating the results of reorganization of the aerospace industry companies.

Кластерный подход для решения организационно-экономических проблем при создании самолетов и вертолетов для гражданской авиации

Щербанов А.С.

МАИ, г. Москва

Авиационные кластеры – это комплексы наукоемких предприятий, исследовательских институтов, поставщиков и производителей, связанных технологической цепочкой и расположенных в географической близости, работа которых основана на организационно-экономической платформе.

В США и ЕС рассматривают развитие региональных авиационных кластеров в качестве одного из важнейших факторов повышения конкурентоспособности экономики. Поддержка предусмотрена на основе предоставления грантов на конкурсной основе.

В России создание авиационного кластера формируется по принципу – выстраивание полного технологического цикла создания самолетов и вертолетов для гражданской авиации, состоящего из независимых производственных корпораций (ОАК, ОДК, "Вертолеты России").

В СССР в 70-х годах авиапромышленность выпускала в среднем 150 пассажирских самолетов и вертолетов в год, был сформирован замкнутый технологический цикл, который, по сути, являлся авиационным кластером на всей территории страны. Управление авиационной промышленностью осуществлялось министерством - централизованно.

В настоящее время российская авиационная промышленность работает над восстановлением позиций прошлых лет и, объединив усилия различных предприятий отрасли в рамках Объединенной авиастроительной корпорации (ОАК), в долгосрочной перспективе планирует войти в пятерку лидеров мирового коммерческого авиастроения.

Центром кластера чаще всего бывают несколько мощных компаний, при этом между ними сохраняются конкурентные отношения. Концентрация конкурентов, покупателей и поставщиков способствует росту эффективной специализации производства. При этом кластер также обеспечивает занятость для многих небольших фирм и малых предприятий.

Объединение в кластер на основе вертикальной интеграции формирует не спонтанную концентрацию разнообразных научных и технологических систем, а определенную систему распространения новых знаний и технологий. При этом важнейшим условием эффективной трансформации изобретений в инновации, а инноваций - в конкурентные преимущества является формирование сети устойчивых связей между всеми участниками кластера, в основе которого лежит организационно-экономическая платформа.

The cluster approach gives a possibility to solve organizational and economic problems for production of aircraft and helicopters

for civil aviation
Shcherbanov A.S.
MAI, Moscow

Aviation clusters are complexes of high-tech enterprises, research institutes, suppliers and manufacturers of related technological chain and located in geographical proximity, which are based on the organizational and economic structure.

In the US and the EU consider the development of regional aviation cluster as one of the most important factors of increasing the competitiveness of the economy. Support is provided through the provision of grants on a competitive basis.

In Russia the establishment of the aviation cluster is formed according to the principle of building of full technological cycle of aircraft and helicopters for civil aviation, consisting of independent manufacturing corporations (UAC, UEC, "Helicopters of Russia").

In the USSR in the 70s the aviation industry produced an average of 150 passenger aircraft in the year, was formed a closed technological cycle, which, in fact, was an aviation cluster in all areas of the country. The aviation industry was implemented by the Ministry centrally.

Currently, the Russian aviation industry is working on the recovery of past years and combine the efforts of various companies in the industry under the United aircraft Corporation (UAC), in the long term plans to join the top five leaders in the global commercial aircraft industry.

The center of the cluster is usually only a few powerful companies, with between them remain competitive relationship. The concentration of rivals, customers and suppliers contributes to the growth of efficient specialization of production. The cluster also provides employment for many small firms, and small businesses.

Association in the cluster based on vertical integration generates not a spontaneous concentration of various scientific and technological systems, and a system of dissemination of new knowledge and technologies. The most

important condition for the effective transformation of inventions into innovations, and innovations into competitive advantages is the formation of a network of stable relationships between all members of the cluster, which is based on organizational and economic platform.

8. Математические методы в аэрокосмической науке и технике

8. Mathematical Methods in the Aerospace Science and Technology

Задача оптимальной импульсной коррекции одного параметра траектории движения летательного аппарата по критерию вероятности

Азанов В.М., Кан Ю.С.
МАИ, г. Москва

В работерассматривается задача оптимальной импульсной коррекции параметра траектории движения летательного аппарата. Математическая модель процесса коррекции представляется в виде стохастической дискретной системы управления заданного порядка со скалярным управлением, где случайные ошибки моделируют относительную неточность исполнения корректирующего импульса. Предполагается, что известна полная информация о векторе состояния системы. Целью коррекции является максимизация вероятности непревышения абсолютным значением первой координаты вектора состояния некоторого фиксированного значения. Предполагается, что ошибки отработки расчетной величины корректирующего импульса имеют равномерное распределение.

Для случая заданного числа шагов и отсутствия ограничений на управляющее воздействие соответствующая задача синтеза оптимального управления аналитически решается с помощью метода динамического программирования. Найденное управление сравнивается с известными оптимальными управлениями по другим критериям качества.

В статье также показывается, что на основе условий эквивалентности вероятностных задач оптимизации полученное решение может быть использовано для нахождения управления, оптимального по квантильному критерию качества.

Исследуются вопросы оптимальности найденного управления в исходной задаче при наличии вероятностного интегрального ограничения. Последнее характеризует класс управлений при ограничении на расход топлива. С использованием свойств исходного решения аналитически строятся оптимальные траектория и управление, на которых значения критерия вероятности равно единице.

На основе результатов работы рассматривается прикладная задача коррекции траектории геостационарного искусственного спутника Земли при помощи двигателя большой тяги.

Problem of optimum pulse correction of one parameter of a trajectory of the movement of the aircraft by probability criterion

Azanov V.M., Kan Yu.S.

MAI, Moscow

The problem of optimum pulse correction of parameter of a trajectory of the movement of the aircraft is considered. The mathematical model of process of correction is presented in the form of a stochastic discrete control system of the set order with scalar control where random errors model relative inaccuracy of execution of the correcting impulse. It is supposed that full information on a vector of a condition of system is known. The purpose of correction is maximizing probability of not excess by absolute value of the first coordinate of a vector of a condition of some fixed value. It is supposed that execution errors of the correcting impulse have uniform distribution.

For a case of the set number of steps and lack of restrictions on the operating influence the corresponding problem of synthesis of optimum control analytically is solved with the help of a method of dynamic programming. The found management is compared to known optimum managements by other criteria of quality.

In article is also shown that on the basis of conditions of equivalence of probabilistic problems of optimization the received decision can be used for finding of management, optimum by quantile criterion of quality.

Questions of an optimality of the found management in an initial task in the presence of probabilistic integrated restriction are investigated. The last characterizes a class of managements at restriction on fuel consumption. With use of properties of the initial decision optimum trajectory and management on which values of criterion of probability it is equal to unit analytically are under construction.

On the basis of results of work the applied problem of correction of a trajectory of a geostationary artificial satellite of Earth by means of the engine of big draft is considered.

Прогноз параметров вращения Земли на коротком интервале времени с использованием нейросетевого подхода

Аносова Н.П.

МАИ, г. Москва

Параметры вращения Земли играют важную роль в навигации и управлении движением КА. Знание текущих значений ПВЗ (углов прецессии и нутации, угловых координат земного полюса,

рассогласование шкал времени UT1 между Всемирным временем UT1 и Всемирным координированным временем UTC) необходимо для точного взаимного преобразования инерциальной системы координат J2000 в гринвичские системы координат WGS 84 и ПЗ 90-02, а также точного прогнозирования орбит КА [1].

В качестве альтернативных подходов в прогнозировании ПВЗ (угловых координат земного полюса) была предложена нейросетевой подход. Для моделирования была использована сеть на основе многослойного перцептрона со сквозными связями от входного слоя к скрытым слоям. Это позволяет более точно моделировать линейные части функций, вычисляемые скрытыми слоями. Кроме того, использовалась пирамидальная структура скрытых слоев.

В качестве входных данных брались значения угловых координат земного полюса (x_p и y_p) за 11 дней непосредственно перед прогнозом и 31 день до этого периода с шагом 17 дней для учета периодического характера входных данных (всего 82 значения). Результатом работы сети является прогноз значений координат полюса на один и два дня вперед от текущего значения.

Для решения проблемы больших коэффициентов масштабирования входных данных и, следовательно, повышения требований к точности обучения сети, использовались не сами координаты полюса, а разности текущего и предыдущего значения. Для восстановления непосредственных значений прогнозируемых координат достаточно прибавить полученные результаты к текущим координатам по x_p и y_p .

В качестве обучающей выборки был взят период с 1962 года (начало наблюдений) до конца 2012 года (всего около 18 тысяч значений). А в качестве проверочной выборки выступали данные за 2013 и 2014 годы

В большинстве случаев прогноз, построенный нейронной сетью, оказался точнее публикуемых прогнозов МСВЗ. Кроме того, он сопоставим с результатами, полученными при краткосрочном прогнозировании с использованием численно-аналитической модели колебательного процесса земного полюса. [2,3]

В дальнейшем, для улучшения точности обучения и точности прогноза предполагается использовать сплайновое сглаживание входных данных, как на этапе обучения сети, так и на этапе ее использования.

ЛИТЕРАТУРА

1. IERS Annual Reports (<http://www.iers.org>).
2. Акуленко Л.Д., Марков Ю.Г., Перепёлкин В.В. – Космонавтика и ракетостроение. 2009. №2(55). С. 130.
3. Крылов С.С., Марков Ю.Г., Нгуен Ле Зунг, Филиппова А.С. – Космонавтика и ракетостроение. 2014. №1(74). С. 106.

Forecast of Earth rotation parameters in a short time interval with the use of neural networks

Anosova N.P.
MAI, Moscow

Earth rotation parameters play an important role in traffic management and navigation of satellites. Knowledge of the current values of the OBP (precession and nutation angles, the angular coordinates of the terrestrial poles discordance of time scales dUT1 between UT1 and Universal Time Coordinated Universal Time UTC) is necessary for precise mutual transformation of the inertial coordinate system j2000 in the Greenwich coordinate system to WGS 84 and PZ 90-02, and accurately predict the orbits of satellites [1].

As alternative approaches to forecasting EOP (angular coordinates of the earth pole) a neural network approach was proposed. A network-based multi-layer perceptron was used for modeling with through connections from the input layer to the hidden layers. This allows to model of the linear part of the functions computed hidden layers more accurately. In addition, the pyramidal structure used hidden layers.

The data were taken as input values of angular coordinates of the earth pole (s) within 11 days immediately prior to the forecast and 31 days prior to this period in increments of 17 days to account for the periodic nature of the input data (82 values). The work of the network is the forecast values of the coordinates on one pole and two days ahead of the current value.

To solve the problems of large scale factors of input and therefore increase the accuracy required for network training the polar coordinates were not used by themselves, but rather the difference of the current and previous values. To restore immediate values of projected coordinate it is sufficient to add the results to the current coordinates on Xp and Yp axis.

A period from 1962 (start of monitoring) until the end of 2012 was taken as the training sample (which gives a total of about 18,000 values). Sample data for 2013 and 2014 was taken as a verification sample.

In most cases, a forecast built by a neural network, was more accurate than the forecasts published by IERS. In addition, it is comparable with the results obtained in the short-term forecasting using numerical and analytical model of the oscillatory process terrestrial pole. [2,3]

In the future, to improve the accuracy of learning and prediction a smoothing spline input is to be used in the step of network training, as well as on the usage phase.

REFERENCES

1. IERS Annual Reports (<http://www.iers.org>).
2. Akulenko L.D., Markov Y.G., Perepyolkin V.V. - Space and Rocket Science. 2009. №2 (55). S. 130.

**Исследование частных случаев движения твёрдого тела
с горизонтально вибрирующей точкой подвеса**

Беличенко М.В.

МАИ, г. Москва

В работе рассматривается движение тяжёлого твёрдого тела, одна из точек которого совершает горизонтальные гармонические колебания высокой частоты и малой амплитуды. В рамках приближенной автономной системы уравнений движения были найдены некоторые частные случаи движения тела: положения относительного равновесия, стационарные вращения и маятниковые движения. Были рассмотрены два частных случая геометрии масс тела: тело с центром масс на главной оси инерции и тело с центром масс в главной плоскости инерции.

Было показано, что существуют два типа положений относительного равновесия. В положениях равновесия первого типа центр масс находится на одной вертикали с точкой подвеса, выше или ниже неё. Другие положения равновесия таковы, что радиус-вектор центра масс находится в плоскости, содержащей вертикаль и линию действия вибраций. При этом он составляет с нижней вертикалью острый угол.

Исследованы необходимые и достаточные условия устойчивости найденных равновесий. Достаточные условия были найдены как условия положительной определённости квадратичной части гамильтониана возмущенного движения. Необходимые условия устойчивости были найдены, как условия мнимости корней характеристического уравнения линеаризованной системы приближенных уравнений. Исследование показало, что для верхних положений равновесия рассматриваемые условия не выполняются, а для нижних и боковых положений есть области устойчивости, представленные двумя условиями.

Найденным относительным равновесиям приближенной автономной системы соответствуют периодические движения полной неавтономной системы. Установлено, что неустойчивые положения относительного равновесия приближенной системы перейдут в неустойчивые периодические движения полной системы, а устойчивые равновесия перейдут в периодические движения, устойчивые в линейном приближении.

Исследование показало, что стационарные вращения возможны лишь для волчка Лагранжа. Они представляют собой вращения вокруг оси,

содержащей центр масс, причём центр масс располагается так же, как и в соответствующих данному телу положениях равновесия.

Обнаружены два типа маятниковых движений. При маятниковых движениях первого типа линия действия вибраций принадлежит плоскости, содержащей радиус-вектор центра масс и вертикаль, а для движений второго типа перпендикулярна ей.

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда (проект № 14-21-00068) в Московском авиационном институте (национальном исследовательском университете).

Particular cases of motion of a rigid body with a horizontally vibrating suspension point

Belichenko M.V.

MAI, Moscow

We consider here the motion of a rigid body with a point committing fast harmonic horizontal oscillations of small amplitude. In the framework of an autonomous system of approximate equations of motion some particular cases of motion of the body were found. They are relative equilibriums, permanent rotations and pendulum motions. Two cases of the body mass geometry are considered when its center of mass is on the principal axis or plane of inertia.

It has been shown that there are two types of relative equilibriums. In the first type of equilibriums the center of mass is on the same vertical line with the suspension point, above or below it. In the second type the radius vector of the center of mass lies in a plane containing the vertical and axis of vibration.

Necessary and sufficient conditions of stability of the equilibriums were obtained. Sufficient conditions were found as a condition when the quadratic part of the Hamiltonian of the perturbed motion is sign-definite. Necessary conditions of stability were found as a condition of imaginary roots of the characteristic equation of the linearized system of perturbed motion. The study showed that the upper vertical equilibriums are unstable. For the lower vertical and lateral equilibriums stability conditions include a restriction on the body mass geometry and the range of the vibration frequency.

These relative equilibriums of approximate autonomous system generate the periodic motions of the full non-autonomous system. The unstable and stable relative equilibriums of the approximate system generate unstable and stable in the linear approximation periodic motions of the full system consequently.

The study showed that a permanent rotation is possible only for the Lagrange's case. They are rotation about an axis containing the center of mass.

Two types of pendulum motions were found. For the motion of the first type the vibration action line belongs to the plane containing the radius vector of the center of mass and the vertical, while for the second type of motion the vibration action line is perpendicular to it.

The study was performed by a grant from the Russian Science Foundation (project № 14-21-00068) at the Moscow Aviation Institute (National Research University).

Моделирование перелета космического аппарата с низкой околоземной орбиты на орбиту вокруг точки либрации L₂ системы Солнце-Земля

Бобер С.А., Аксенов С.А., Федоренко Ю.В.
МИЭМ НИУ ВШЭ, г. Москва

Целью работы было создание алгоритмов для определения момента отлета космического аппарата (КА) с низкой околоземной орбиты (НОО) и величины импульса, позволяющих осуществить одноимпульсный перелет на орбиту с заданными характеристиками в окрестности точки L₂ системы Солнце-Земля. Расчеты выполнены в ПО GMAT, численное интегрирование - с учетом всех планет Солнечной системы методом Рунге-Кутты 8-9 порядка.

Первая часть: оценка характеристик ограниченной орбиты в зависимости от параметров перигея отлета. Введена вращающаяся система координат (СК) с фиксированной осью Солнце-Земля и началом координат в центре Земли. Для заданной высоты НОО в этой СК положение и направление движения КА определяется тремя параметрами: прямое восхождение (RA), склонение (DEC), азимут (AZI). Для большого набора векторов (RA, DEC, AZI) были рассчитаны: величина импульса, необходимого для перелета на ограниченную орбиту в окрестности точки L₂, и характеристики полученной ограниченной орбиты.

Вторая часть: связь времени выведения на НОО с возможными характеристиками перигея отлета. Характеристики НОО зависят от времени выведения и космодрома запуска. Для конкретного вектора выведения в Гринвичской СК (ГСК) было смоделировано множество точек (DEC, AZI), получаемых при достижении КА заданного меридиана RA при изменении времени выведения в течении года (с шагом 0.01 сут.). Это множество представляет собой квазипериодическую кривую, не плотно заметающую кольцообразную область, что означает невозможность достижения произвольной комбинации (RA, DEC, AZI) при выведении с заданного космодрома в заданном промежутке времени.

Третья часть: разработка алгоритма, позволяющего автоматизировать поиск возможностей перелета в заданном временном окне. Для заданного вектора выведения в ГСК на НОО (той же высоты, что и в первой части), диапазона перебора времени выведения, и ограничений на характеристики требуемой орбиты вокруг L2, созданный алгоритм возвращает набор возможных моментов выведения, каждому из которых соответствует момент осуществления переходного импульса и его величина, характеристики получаемой орбиты вокруг L2. Для этого алгоритм выполняет перебор и трехмерную интерполяцию по данным, рассчитанным на первом этапе.

Результатом работы является набор программных инструментов, позволяющих по заданному вектору в ГСК и временному окну выведения на НОО, и ограничениям на характеристики получаемой орбиты вокруг L2 рассчитать моменты выведения и отлета, величины импульсов, необходимые для осуществления перелета с НОО на орбиту вокруг L2, удовлетворяющую заданным ограничениям.

Computer simulation for spacecraft transfer from low Earth orbit to orbit in vicinity of Sun-Earth L₂ libration point

Bober S.A., Aksenov S.A., Fedorenko Yu.V.
MIEM NRU HSE, Moscow

The purpose of work was the creation of algorithms to determine the spacecraft departure time from low Earth orbit (LEO) and magnitude of impulsive burn that will lead to single-burn transfer into orbit with specified characteristics in the vicinity of Sun-Earth L₂ point. Calculations performed in GMAT software, numerical integration performed with respect to all planets of the Solar system by the method of Runge-Kutta 8-9 order.

Part I: Evaluation of limited orbit characteristics, depending on parameters of the perigee departure. Put the rotating coordinate system (CS) with a fixed axis of along Sun-Earth direction and the origin in the center of the Earth. For a given height of the LEO position and direction of the spacecraft is determined by three parameters within a given CS: right ascension (RA), declination (DEC), azimuth (AZI). For a large set of vectors (RA, DEC, AZI) the magnitude of the impulsive burn required for a transfer to limited orbit in the vicinity of the L₂ point, and characteristics of the limited orbit were calculated.

Part II: Relation between time of LEO achievement and possible characteristics of departure perigee. Parameters of LEO depend on the time of orbit achievement from Baikonur launch site. For a given vector of LEO achievement in Greenwich CS (GCS) was calculated a set of points (DEC, AZI), obtained when the spacecraft crosses meridian RA along with time of LEO achievement changes within one year (in increments of 0.01 day). This

set forms a quasi-periodic curve that has not sweep tight some sort of an annular region, which means the inability to achieve any combination (RA, DEC, AZI) when spacecraft starts from a given launch site in a given LEO achievement window.

Part III: Development of an algorithm that allows to automate the search for a transfer at a given time window. For a given vector (in GCS) and time window of LEO achievement (with the same height as in the Part I) and restrictions on the characteristics of the desired orbit around L2, created algorithm returns a set of possible LEO achievement times, each of which corresponds to the time of the transfer impulse and its magnitude, characteristics of obtained orbit around L2. Algorithm performs a search and interpolation in a three-dimensional data calculated in the Part I.

The results of work is a set of software tools that allow for a given vector in GCS and LEO achievement time window, and restrictions on the characteristics of the resulting orbit around L2, to calculate the moments of LEO achievement and departure, the magnitude of impulses required for transfer from LEO to orbit around L2, satisfying specified restrictions.

Численное моделирование процессов обтекания высокоскоростным неизотермическим гетерогенным потоком летательного аппарата конической формы, притупленного сферой

Буляккулов М.М., Никитин П.В.

МАИ, г. Москва

Задача обтекания тел разных форм высокоскоростными гетерогенными потоками все ещё остается актуальной при эксплуатации в экстремальных условиях изделий авиационной, ракетной и космической техники. Сложность задачи обусловлена тем, что обтекание тел гетерогенным потоком осуществляется двумя фазами, газообразной (газ-носитель) и твёрдой (частицы разной дисперсности, «К-фаза»). Наличие в набегающем высокоскоростном потоке «К-фазы» даже в малых концентрациях меняет не только газодинамику обтекания тела, но и вносит весьма сложный дополнительный процесс - процесс энерго-массообмена с поверхностью ЛА. Данный процесс кроме энерго-массообмена вызывает интенсивную механическую эрозию поверхности тела, что вносит необратимый вклад в аэродинамику ЛА, а также сильно изменяет ресурс его эксплуатации.

В работе предложена математическая модель, описывающая процессы энерго- и массообмен при обтекании высокоскоростным неизотермическим гетерогенным потоком летательного аппарата конической формы со сферическим притуплением. Математическая модель построена на использовании метода Лагранжа-Эйлера, в котором наряду с Эйлеровским подходом описания процессов в потоке

несущей фазы (газ-носитель), применялся подход Лагранжа для описания динамики течения дисперсной «К-фазы».

Математическая модель течения газовой фазы построена на базе уравнений Навье-Стокса, уравнений энергии и массопереноса и уравнения состояния. Течение твёрдой фазы представлено уравнениями переноса количества движения и межфазного теплообмена. Решение модели основывалось на использовании дискретных аналогов системы уравнений Навье-Стокса, совместно с уравнениями переноса массы, энергии и теплообмена.

Решение математической модели реализовывалось с помощью CFD комплекса ANSYS CFX, в котором для этого используется метод контрольных объемов. На базе данного CFD комплекса построена расчетная модель обтекания и взаимодействия сверхзвукового гетерогенного потока с ЛА указанной формы. На основе разработанной расчетной модели проведена серия вычислительных экспериментов для разной дисперсности «К-фазы» в высокоскоростном потоке.

По результатам численного моделирования произведена оценка процессов энерго-массообмена высокоскоростного неизотермического гетерогенного потока в условиях полета гиперзвукового ЛА в плотных слоях атмосферы.

Computational simulation of high-speed non-isothermal heterogeneous flow process around a spherically truncated cone shaped aircraft

Bulyakkulov M.M., Nikitin P.V.

MAI, Moscow

The work presents a mathematical model describing processes of energy- and mass interchange in a high-speed heterogeneous flow around a spherically truncated cone shaped aircraft.

The mathematical model was based on Lagrange-Euler method which uses both Euler description of processes in the carrier phase flow (carrier gas) and Lagrange description of dispersed K-phase flow dynamics. Combination of these methods allowed to compose a mathematical model of the high-speed heterogeneous flow around an axially symmetric aircraft forebody.

For a gas state the model is based on the Navier-Stokes equations, energy and a mass transfer equations and state equation.

For a solid state we apply momentum transfer equation and interphase heat exchange equation.

The model solution is based on the use of discrete analogues of the Navier-Stokes system of equations, together with the mass- and energy transfer and heat exchange equations. To solve the task we apply CFD ANSYS CFX complex.

Оптимизация грузоперевозок на участке железнодорожной сети

Буянов М.В., Наумов А.В.

МАИ, г. Москва

Целью работы является исследование математической модели назначения локомотивов согласно суточному заданию на перевозку грузов по участку железнодорожной сети. Учитываются различные ограничения, связанные с использованием локомотивов принадлежащих различным депо приписки при перевозке грузов по каждому из направлений. Описывается программно-алгоритмический комплекс разработанный для получения субоптимального решения об использовании локомотивов согласно суточному плану-заданию по критерию минимизации суммарного количества используемых локомотивов. Предлагается способ визуализации полученного субоптимального решения, проводится анализ результатов численного эксперимента. Исходные данные для численного эксперимента моделируются на основе обработки реальных данных о перевозках на исследуемом участке железнодорожной сети за некоторый промежуток времени. Проводится сравнительный анализ эффективности полученного расписания движения локомотивов с реально использованным на данном промежутке времени. Анализируются различные критерии эффективности.

Optimization of freight transportation in the area of the railway network

Buyanov M.V., Naumov A.V.

MAI, Moscow

The objective is to research the mathematical model of allocation of locomotives according to the daily tasks for freight transportation on area of the railway network. Taking into account the various limitations associated with the use of locomotive belonging to different depots for freight transportation in each direction. We describe software and algorithmic complex designed for optimal decision on the use of locomotives according to the daily plan-task on the criterion of minimizing the total number of used locomotives. Is provided a method imaging an optimal solution and the analysis results of the numerical experiment. The initial data for the numerical experiment modeled on the basis of actual traffic data in the target area of the railway network for a certain period of time. Carried out a comparative analysis of the efficiency of the resulting timetable to actually used in the given period of time. Various efficiency criteria are analyzed.

Линеаризация функции потерь в задаче квантильной оптимизации для случая ограниченного носителя вектора малых случайных параметров

Васильева С.Н., Кан Ю.С.

МАИ, г. Москва

В работе решается задача минимизации квантильного критерия для функции потерь, нелинейно зависящей от вектора малых случайных параметров. Критериальные функции такого типа встречаются в задачах управления летательными аппаратами с учетом случайных возмущений. Функция потерь в таких задачах обычно характеризует точность системы управления, например терминальную. Малые случайные параметры моделируются произведениями случайных величин с заданными распределениями на малые детерминированные константы, образующие вектор малых параметров.

Способы получения аналитических зависимостей для квантильного критерия подробно изложены в [1]. Следует отметить, что эти способы являются трудно реализуемыми из-за сложной структуры функции потерь и сложности многомерного распределения вектора случайных параметров.

Результаты данной работы основаны на методе линеаризации решения задач квантильной оптимизации, предложенном в [2]. Он заключается в использовании вместо исходной нелинейной функции потерь её модели, линейной по случайным параметрам. В работе [2] этот метод обоснован только для случая скалярного случайного параметра.

В настоящей работе приводится обоснование метода линеаризации для случая, когда случайных параметров несколько и их совместное распределение имеет ограниченный носитель. Показано, что погрешность использования линеаризованной функции потерь пропорциональна квадрату нормы вектора малых параметров.

Расчеты, полученные на тестовом примере, подтверждают актуальность полученного результата.

1. Кибзун А.И., Кан Ю.С. Задачи стохастического программирования с вероятностными критериями. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2009.

2. Кан Ю.С., Сысуев А.В. «Основы метода линеаризации для решения задач квантильного анализа с малыми случайными параметрами», Автоматика и телемеханика, 2008, №8, стр. 71-82.

Loss function linearization in the quantile optimization problem for vector of small stochastic parameters with the bounded support

Vasileva S.N., Kan Yu.S.

MAI, Moscow

The quantile criterion minimization problem for the nonlinear loss function depended on a vector of small stochastic parameters. Such criterial function is found in aircraft control problem with stochastic perturbation accounting. In such problems loss function usually characterizes the control system accuracy, for example the terminal one. Small stochastic parameters are modeled by a multiplying random variables with given distribution and small deterministic constants forming the small parameters vector.

Methods of producing analytic dependencies for quantile criterion are detailed in [1]. It should be noted, that these methods can be hardly implemented due to the loss function complicated structure and the difficulty of random vector multidimensional distribution.

The work results are based on the linearization method detailed in [2] for the quantile optimization problem. The method consists of using a model linear in random parameters instead of the original nonlinear loss function. In the work [2] this method is justified only for the scalar random parameter case.

Here is the linearization method justification for the case where there are several random parameters and their common distribution has a bounded support. Here is shown that the inaccuracy of linearized loss function using is proportional to square of small parameters vector norm.

The calculations obtained on the test sample, confirm the relevance of the results obtained.

1. Kibzun A.I., Kan Yu.S. Zadachi stokhasticheskogo programmirovania s veroyatnostnimi kriteriami. – M.:FIZMATLIT, 2009. (in Russian)

2. Yu. S. Kan, A. V. Sysuev, “On approximate solution of the problem of formation of the fixed-income portfolio of securities”, Autom. Remote Control, 71:6 (2010), 1094–1104

Об устойчивости перманентных вращений несимметричного гироскопа с вибрирующей точкой подвеса

Вишенкова Е.А.

МАИ, г. Москва

Рассматривается движение несимметричного гироскопа, одна из точек которого совершает вертикальные высокочастотные гармонические колебания малой амплитуды. Предполагается, что центр масс гироскопа лежит на одной из главных осей инерции. Изучается устойчивость двух типов перманентных вращений гироскопа, при которых гироскоп

вращается вокруг указанной главной оси инерции или вокруг осей из главных плоскостей инерции, примыкающих к данной оси.

Исследование проводится в рамках приближенной автономной системы дифференциальных уравнений[1], записанной в канонической форме. Проведена нормализация гамильтониана возмущенного движения в окрестности изучаемых частных движений гироскопа. Достаточные условия устойчивости искались как условия знакоопределенности квадратичной части полученного гамильтониана, необходимые условия устойчивости найдены путем исследования корней характеристического уравнения линеаризованных уравнений возмущенного движения. В плоскости безразмерных инерционных параметров задачи выделены области с различным характером устойчивости, условия которой зависят от частоты вибрации точки подвеса и угловой скорости перманентного вращения. Проведено сравнение полученных результатов с соответствующими результатами для тела с неподвижной точкой[2]. Обнаружено, что для не слишком больших значений частоты вибрации условия устойчивости совпадают по форме с аналогичными условиями для случая отсутствия вибрации. В ряде областей изменения инерционных параметров, для которых при отсутствии вибраций имела место неустойчивость, наличие вибрационного момента обеспечило стабилизацию в определенном диапазоне изменения угловой скорости перманентного вращения.

Для двух частных наборов инерционных параметров проведен нелинейный анализ устойчивости. Рассмотрены нерезонансный и резонансный случаи, а также случаи вырождения.

Работа выполнена при финансовой поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (проект 14-01-00380) и программы «Государственная поддержка ведущих научных школ» (НШ-2363.2014.1).

Литература

Маркеев А.П. К теории движения твердого тела с вибрирующим подвесом // Доклады Академии наук. 2009. Т.427, N 6. С.771-775.

Холостова О.В. Исследование устойчивости перманентных вращений Штауде. // М. - Ижевск: НИЦ «Регулярная и хаотическая динамика». – 2008. – 128 с.

Stability of permanent rotations of an asymmetrical gyroscope with a vibrating suspension point

Vishenkova E. A.

MAI, Moscow

We consider an asymmetrical gyroscope with a point making vertical high-frequency harmonic oscillations of small amplitude. We assume that the

gyroscope center of mass lie on one of the principal axes of inertia. We study the stability of the two types of permanent rotation of the gyroscope, in which the gyroscope is rotating about specified principal axis of inertia or about the axes of the main planes of inertia, adjacent to this axis.

The research is considered in the framework of an approximate autonomous canonical system of differential equations of motion [1]. The normalization of the Hamiltonian of the perturbed motion in the neighborhood of the particular movements of the gyroscope has obtained. Sufficient conditions for stability were sought as conditions of sign-definiteness of the quadratic part of the obtained Hamiltonian. Necessary conditions for stability are found by examining the roots of the characteristic equation of the linearized equations of perturbed motion. In the plane of the dimensionless inertial parameters, we highlighted areas with different character of the stability, the conditions of which depend on the frequency of vibration of the point of suspension and on the angular velocity of the permanent rotation. The comparison of the results obtained with the corresponding results for a body with a fixed point is fulfilled [2]. It was found that for not too large values of vibration frequency, the stability conditions match by shape with the same conditions in the case of absence of vibration. In some areas, changes of inertial parameters, for which with the absence of vibration instability occurred, the presence of the vibrational torque provided stabilization in a certain range of variation of the angular velocity of the permanent revolution.

Nonlinear stability analysis is carried out for two special cases of inertial parameters. We consider non-resonant and resonant cases, as well as cases of degeneration.

This work is supported by the Russian Foundation for Basic Research (project 14-01-00380) and by “State support of leading scientific schools” (SS-2363.2014.1).

References

Markeyev A.P. To the theory of a rigid body with a vibrating suspension // Dokl. Akad. nauk, 2009, vol. 427, no. 6, pp. 771-775 (Russian)

Kholostova O.V. Investigation of stability of permanent rotations Staude // Moscow - Izhevsk: Regular and chaotic dynamics, 2008 (Russian)

Математическое моделирование мгновенного нагрева линейного источника теплоты для оценки теплопроводности неоднородных материалов

Гарибьян Б.А., Меркулов Г.А.
МАИ, г. Москва

Экспериментальный метод нагрева линейного источника теплоты [1-3] относится к зондовым нестационарным методам кратковременных

измерений II-го рода, и применяется для определения коэффициента теплопроводности и тепловой активности веществ, прежде всего, жидкостей [1]. Метод используется также для оценки теплопроводности твердых материалов [2-3], однако связан с определенными трудностями искажения полезного температурного сигнала (отклика на нагрев) исследуемого образца в виде дополнительного перегрева источника теплоты за счет наличия фактора контактного термического сопротивления (КТС). Для оценки коэффициента теплопроводности твердых материалов используется расчетное соотношение [1-2], дающее достаточно приближительные результаты. Учет влияния фактора КТС [2-3] и введение соответствующих поправок позволяет несколько улучшить эту оценку.

В данной работе предложены математические методы оценивания коэффициента теплопроводности твердых материалов, основанные на численном моделировании нагрева источника. Сформирован уровневый критерий влияния на нагрев фактора КТС, позволивший определить временные рамки условно-оптимального промежутка замера приращений температуры источника в точке его контакта с образцом. Оценку коэффициента теплопроводности последнего взамен расчетного соотношения предложено проводить двумя методами. В первом, для сеточной функции приращений температуры в полулогарифмической шкале методом наименьших квадратов восстанавливается коэффициент наклона асимптоты, соответствующей регулярному тепловому режиму системы. Во втором методе путём многократного прогона программы моделирования нагрева источника решается инверсная тепловая задача на определение коэффициента теплопроводности образца. Поиск коэффициента, наиболее подходящего в смысле критерия минимальной суммы квадратов уклонений расчетной и экспериментальной сеток приращений температуры источника, проводился итерационно, разными алгоритмами нулевого порядка, в том числе эвристическими имитационными. Результаты оценивания коэффициента теплопроводности твёрдых материалов, полученные при решении предлагаемыми методами нескольких методических задач, хорошо согласуются с литературными данными: для начальной температуры 300 К погрешность не превышала соответственно 1.9% и 2.5%.

[1] Спирин Г.Г., Широкова Е.К., Кравчун С.Н., Стрекалова Е.А. ИФЖ, 1991, 61, №2, с.289-295.

[2] Спирин Г.Г., Виноградов Ю.К., Беляев О.В. ТВТ, 1996, 34, №1, с.29-34.

[3] Беляев О.В., Спирин Г.Г., Формалёв В.Ф., Ненароков Н.Ю. ИФЖ, 1998, 71, №5, с.805-810.

Mathematical modeling of the instantaneous heating of the linear heat source for evaluating the thermal conductivity of heterogeneous materials

Garibyan B.A., Merkulov G.A.
MAI, Moscow

The experimental method of heating a linear heat source [1-3] refers to methods of short-term non-stationary probe measurements of the II-nd kind and is used to determine the thermal conductivity and thermal activity of substances, especially liquids [1]. The method is used to assess the thermal conductivity of solid materials [2-3], but is associated with certain difficulties due to distortion of effective temperature signal (response to heating) by the sample material in the form of overheating the heat source due to the presence of contact thermal resistance (CTR) factor. To estimate the thermal conductivity of solid materials the ratio [1-2] is used, which gives quite rough results. The consideration of the effect of CTR factor [2-3] and the introduction of appropriate corrections allows improving the evaluation.

In this paper we propose mathematical methods for estimating the coefficient of thermal conductivity of solid materials, based on numerical simulation of the source being heated. The criterion of the influence of CTR on source heating was formulated, which allowed determining the conditionally optimal time interval for measuring increments of the source temperature at the contact point with the sample material. Instead of using the ratio [1-2] the two following methods for thermal conductivity coefficient evaluation are proposed. In the first one, for grid function of temperature increments in semi-log scale, the least squares method recovers the slope of the asymptote, corresponding to regular thermal regime of the system. In the second method through multiple simulation program of the source heating execution inverse thermal problem is solved to determine the thermal conductivity of the sample. The search of the coefficient, which is most suitable in terms of the criterion of the minimum sum of the squared deviations of the calculated and experimental grid increments of the source temperature, was conducted iteratively, using different algorithms of the zero-order, including heuristic methods. The estimation results of the thermal conductivity of solid materials obtained by the solution of several methodological problems using proposed methods are in good agreement with published data: for the initial temperature of 300 K, the error did not exceed 1.9% and 2.5% respectively.

Возможности численного моделирования аэродинамической интерференции винтов вертолѐта

Гарипов А.О.², Овчинников В.И.², Николаев Е.И.², Гаскаров М.З.^{1,2}

¹КНИТУ-КАИ, ²КВЗ, г. Казань

С целью проведения численных исследований аэродинамических характеристик винтов авторами статьи был разработан программный комплекс по расчѐту аэродинамических характеристик комбинации винтов с учётом их взаимодействия друг с другом.

Программный комплекс построен на базе вихревой теории тонкой несущей поверхности, разработанной под руководством С.М.Белоцерковского. Нелинейная нестационарная вихревая теория тонкой несущей поверхности позволяет моделировать сложный нелинейный след от винтов, возникающий на режимах маневрирования и горизонтального полета. Задача обтекания вертолѐта потоком невязкой несжимаемой жидкости решается численно методом дискретных вихревых рамок.

Выбранный подход позволяет комплексно смоделировать взаимовлияние различных комбинаций винтов в одном пакете программ. Винты состоят из конечного числа лопастей. Управление винтами осуществляется по заранее определенным законам. Формы несущих поверхностей определяются расчетом и задаются в виде функции координат и времени. Кинематические параметры движения считаются известными. Задание этих параметров возможно по результатам летных данных.

Программный комплекс позволяет смоделировать режимы горизонтального полета, режим вертикального снижения, включая режим «вихревого кольца», подрыв несущего винта на режиме авторотации, маневры в вертикальной и горизонтальной плоскостях. В процессе расчѐта определяются нагрузки на несущих поверхностях с учетом взаимного влияния всех несущих поверхностей.

Численное моделирование реализовано на языке программирования C++ в виде пакета программ, которая позволяет провести визуализацию физической картины обтекания вертолѐта, формы вихревого следа, полей скоростей.

В работе выполнен анализ аэродинамического воздействия несущего винта на рулевой в зависимости от взаимного расположения (азимуты) их лопастей. Найдено наиболее благоприятное взаимное расположение лопастей винтов. Для этого случая проведен анализ в зависимости от изменения частоты вращения рулевого винта.

Numerical simulation opportunity of helicopter's rotors aerodynamic interference

Garipov A.O.², Ovchinnikov V.I.², Nikolaev E.I.², Gaskarov M.Z.^{1,2}

¹KNRTU-KAI, ²Kazan Helicopters, Kazan

By the authors were developed a numerical simulation program code for investigation problems of modeling unsteady aerodynamics of the helicopter's rotors.

Program code built on the basis of the vortex theory of thin airfoil developed under the guidance of Belotserkovskii. Nonlinear unsteady vortex theory of the fine bearing surface allows to simulate complex nonlinear trace from rotors, arising on modes of maneuvering and horizontal flight. Flow problem helicopter flow of an in viscid incompressible fluid is solved numerically by the discrete vortex frameworks.

The chosen approach allows complex simulate the entire helicopter in one software package. Main and tail rotors consist of a finite number of blades. Management screws made according to predefined rules. Form bearing surfaces are determined by calculation and are given as a function of position and time. Kinematic parameters of the motion of the helicopter are considered known. Setting these parameters is possible as a result of flight data.

The program allows you to simulate modes of horizontal and vertical flight, "vortex ring", autorotation, maneuvers in the vertical and horizontal planes. In the process of calculating the defined fixed and variable loads on the helicopter units, taking into account the mutual influence of all bearing surfaces.

Numerical simulation of vortex sheet is implemented in the programming language C++ as, a software package that allows making visualization of the physical flow pattern of the helicopter, shape wake vortex velocity fields and pictures of the streamlines.

In this paper analyzed aerodynamic encounter by main and tail rotors in dependence of mutual position of theirs blades and fined most propitious mutual position of blades. For this case analyzed aerodynamic encounter in dependence of tail rotor rotation frequency.

Моделирование течения в канале переменного сечения со стоячей детонационной волной

Гидаспов В.Ю.

МАИ, г. Москва

Необходимым этапом при создании современных двигательных установок является математическое моделирование физико-химических процессов, протекающих в камере сгорания и сопле. В настоящей работе рассматривается случай сжигания топлива в канале переменного

сечения, имеющего форму сопла Лаваля, в стационарной детонационной волне с последующим разгоном продуктов сгорания до сверхзвуковых скоростей. При численном моделировании предполагается, что течение одномерное, эффекты вязкости, теплопроводности и диффузии не учитываются. Течение газа на входе в сопло задается сверхзвуковым. Решается прямая задача теории сопла, течение газа до детонационной волны считается “замороженным”, а после детонационной волны – “равновесным”. В том случае, если детонационная волна реализуется в сужающемся канале, она является пересжатой, её координата определяется из условия равенства скорости продуктов сгорания равновесной скорости звука в критическом сечении. В случае, если детонационная волна реализуется в критическом сечении или в расширяющейся части канала, то для обеспечения последующего ускорения потока до сверхзвуковых скоростей она должна соответствовать режиму Чепмена-Жуге.

Приводятся физико-математическая модель и вычислительные алгоритмы моделирования химически равновесного течения в сопле со стоячей детонационной волной в квазиодномерной стационарной постановке. Рассмотрен случай сгорания топлива в стационарной детонационной волне с последующим разгоном потока до сверхзвуковой скорости. Исследованы режимы течения допустимые в рамках одномерной стационарной модели. Предложена форма представления результатов математического моделирования в виде R-R диаграммы, которая позволяет по известным параметрам на входе в канал определить реализуемый вид течения при различных соотношениях между радиусами входного, критического и выходного сечений канала.

Simulation of flow in a channel of variable cross-section with a standing detonation wave

Gidasov V. Yu.

MAI, Moscow

Necessary stage in the development of modern propulsion systems is the mathematical modeling of physicochemical processes occurring in the combustion chamber and nozzle. In this paper we consider the case of combustion in a channel of variable cross-section having the shape of Laval nozzle, in a steady detonation wave with a subsequent acceleration of the combustion products to supersonic speeds. In numerical simulations it is assumed that for one-dimensional effects of viscosity, thermal conductivity and diffusion are not taken into account. The gas flow at the entrance to the supersonic nozzle is defined. Solved the direct problem of the theory of the nozzle, the flow of gas to the detonation wave is considered to be “frozen”,

and after the detonation wave “equilibrium”. In that case, if the detonation wave is realized in a narrowing channel, it is overdriven, its coordinate is determined from the condition of equality of velocity of combustion products equilibrium sound velocity in critical cross-section. If the detonation wave is realized in a critical section or in the expanding part of the channel to allow the subsequent acceleration of the flow to supersonic speeds it must be akin to the Chapman-Jouguet.

Physical and mathematical model and computational algorithms for modeling chemical equilibrium flow in the nozzle with a standing detonation wave in quasi-one-dimensional stationary statement. The case of combustion of fuel in stationary detonation wave with the subsequent acceleration of the flow to supersonic speed. The investigated flow regimes valid in the framework of one-dimensional stationary model. Suggested form of presentation of mathematical modeling results in the form of the R-R diagram, which allows by the known parameters at the entrance to the channel to determine the realized type of flow at different ratios between the radii of the input and output of critical sections of channel.

Решение и анализ задачи распределения самолетов в тактическом воздушном противостоянии

Горбунова Ю.А., Пегачкова Е.А.

МАИ, г. Москва

Задача распределения тактических воздушных сил по различным боевым заданиям составляет одну из важнейших проблем при проведении тактической воздушной кампании. Принимая во внимание все возможные решения противника, требуется определить оптимальный план использования своих тактических ресурсов. Поставленная задача относится к классу задач теории стратегических игр. Требуется распределить самолеты по трем задачам: для ударов по базам противника, для противовоздушной обороны и для поддержки наземных операций. Рассматривается задача оптимального распределения самолетов для сравнительно короткой кампании [1]. Предполагается, что каждая сторона имеет два различных типа самолетов: один из которых может использоваться только для ударов по базам или для наземной поддержки, а второй – для только для противовоздушной обороны или для наземной поддержки. Военно-воздушная ситуация рассматривается как игра, состоящая из серии операций или ходов, каждый из которых состоит в одновременных ударах по базам противника, в противовоздушной обороне и в поддержке наземных войск. Каждая сторона предпринимает эти действия с целью выполнения поставленной задачи или с целью получения определенного платежа (например, платеж можно измерять

разностью между количествами боевых вылетов для наземной поддержки своих сил и аналогичными количествами вылетов сил противника) [2]. В этом случае обе стороны могут иметь оптимальные смешанные стратегии. Целью задачи является показать, как зависят оптимальные распределения двух типов самолетов от величины начальных сил.

Работа выполнена при финансовой поддержке гранта Президента Российской Федерации МК-1404.2014.8.

Литература

L.D. Berkovitz, Melvin Dresher. Allocation of two types of aircraft in tactical air war; a game-theoretic analysis. Operations Research, 1960.

L.D. Berkovitz, Melvin Dresher. A game-theory analysis of tactical air war. Operations Research, 1959.

Solving and analyzing the problem of plane allocation in tactical air confrontation

Gorbunova Y.A., Pegachkova E.A.
MAI, Moscow

The task of allocation tactical Air Force between different combat missions is one of the main problems while conducting tactical air campaign. Considering all possible opponents decisions, it is important to determine optimal plan of using tactical resources. This task refers to the group of strategical game theory tasks. The task is to distribute planes among three tasks: to attack enemy's bases, for air defense and to support ground operations. The task of optimal plane allocation for comparatively short campaign is considered [1]. It is supposed, that each side has two different types of planes: first can be used only to attack bases or for ground support, second - only for air-defense or ground support. Air-force situation is considered as a game, which consists of series of operations or moves. Each of them is simultaneous enemy's bases attacks, air-defence and army support. Each side makes this moves with the purpose of accomplishing the task or with the purpose of receiving certain payment (for example, payment can be measured in difference between the amount of operational flights for supporting the army and the same operational flights of the adversary) [2]. In this case both sides can have optimal mixed strategies. The task is to show how do optimal allocations of two types of planes depend on the initial force size.

The task is carried out with the financial support of Russian President Grant МК-1404.2014.8.

Literature

L.D. Berkovitz, Melvin Dresher. Allocation of two types of aircraft in tactical air war; a game-theoretic analysis. Operations Research, 1960.

L.D. Berkovitz, Melvin Dresher. A game-theory analysis of tactical air war. Operations Research, 1959.

Алгоритм контроля достоверности измерений инерциально-спутниковой навигационной системы

Фролова О.А., Грошев А.В.

АНПП «ТЕМП-АВИА», г. Арзамас

Применение инерциально-спутниковых систем в составе беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) позволяет решить задачу навигации в условиях устойчивой работы аппаратуры потребителей спутниковых навигационных систем (АП СНС). Эксплуатация АП СНС на высокодинамичных БПЛА в условиях радиоэлектронного противодействия требует повышения помехозащищённости инерциально-спутниковых навигационных систем (ИСНС).

Повышение помехозащищённости может быть обеспечено как за счет средств самого приемника СНС, так и алгоритмически в составе ИСНС. В настоящей работе рассматриваются алгоритмы контроля достоверности измерений АП СНС в составе ИСНС. Контроль проводится на этапе комплексной обработки информации бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС) и АП СНС.

Наиболее опасным видом ложных данных АП СНС является уводящий сигнал, вызванный интеллектуальной помехой. Идентификация такого сбоя на фоне накапливающихся ошибок БИНС усложняется с увеличением времени автономной работы. Уводящий сигнал может быть выделен на фоне обновляемой последовательности (невязок) фильтра Калмана алгоритма комплексирования БИНС и АП СНС.

Измерения АП СНС будем считать достоверными при условии нахождения текущей невязки в заданных вероятностных пределах относительно ее прогнозного значения. При этом прогнозное значение формируется с использованием временного ряда невязок с некоторым упреждением.

Контроль по невязкам фильтра Калмана позволяет избежать зависимости от накопления ошибок БИНС во времени. Формирование модели временного ряда невязок, прогноза с необходимым упреждением и доверительного интервала с заданной вероятностью позволяет реализовать адаптивную схему защиты информации.

Моделирование работы алгоритма в условиях выдачи АП СНС сбоев различного типа подтвердили его работоспособность и заявленные свойства надежности контроля.

The algorithm for reliability control of inertial-satellite navigation system measurements

Frolova O.A., Groshev A.V.
ARPE “TEMP-AVIA“, Arzamas

An application of inertial-satellite systems on unmanned aerial vehicle (UAV) allows solving a navigation problem on condition when the navigation equipment of consumers of satellite navigation system (NEC SNS) is in steady operation mode. The operation of the NEC SNS in highly dynamic UAVs demands to increase the noise immunity of the inertial navigation satellite systems in the conditions of radio-electronic counteraction.

The noise immunity can be increased by an application of satellite navigation system receiver itself and algorithmically in the inertial-satellite navigation system. In this article we consider the algorithms for reliability control of measurements of the navigation equipment of customers used as a part of inertial-satellite navigation system. The control is carried out at the stage of the complex information processing of the strapdown inertial navigation system and the navigation equipment of satellite navigation system.

A false signal, caused by an intellectual interference, is the most dangerous type of NEC SNS false data. While the SINS errors are accumulating, the identification of such failure is become complicated with increasing time of self-contained operation. The false signal can be enhanced from an updating sequence (residuals) in Kalman filter algorithm, designed for SINS/NEC SNS integration.

If the current residual is set in the range of probability in according to its predictive value the NEC SNS measurement is considered to be valid. Meanwhile the predicted value is given by using residuals with some time-advance function.

The control with using Kalman filter residuals eliminates the dependence from SINS error accumulation in time. The generation of time series residual model, prediction having the required time-advance function and the confidence interval having the designed probability, allows implementing the adaptive information protection scheme.

The modeling of the algorithm operation on condition when the NEC SNS generates different types of failures confirmed its operability and declared properties of control reliability.

Динамически подобная конечно-элементная модель лопасти бесшарнирного несущего винта на упругом элементе

Гарипов А.О.¹, Николаев Е.И.¹, Губайдуллин И.Х.¹, Николаев С.Е.²,
Пантюхин К.Н.²

¹КВЗ, ²КНИТУ-КАИ, г. Казань

При проектировании несущего и рулевого винтов вертолета очень важно правильно отстроить винт от резонанса с проходными гармониками лопастей на рабочих оборотах винта, что возможно только при правильном определении массово-жесткостных характеристик (МЖХ) лопастей. Расчет МЖХ лопастей является трудной задачей, и она решается применением приближенных аналитических или более точных конечно-элементных методов расчета характеристик сечений. Конечно-элементные методы расчета предпочтительнее использовать для расчета лопастей из композиционных материалов, но это требует тщательной работы при построении модели и приводит к значительным затратам машинных ресурсов и времени для расчета. Из-за этого при расчете МЖХ сечений приходится использовать расчетные модели малоразмерных характерных отсеков, которые можно просчитать в ограниченных временных рамках, диктуемых условиями проектирования.

Расчет собственных частот и форм всей лопасти несущего винта целиком методом конечных элементов не представляется возможным из-за ограничений по времени. Особенно это сложно сделать для лопасти вертолета АНСАТ, которая крепится к валу посредством многослойного упругого элемента. Особенностью данного винта является применение во втулке в качестве конструктивного эквивалента горизонтального и вертикального шарниров многослойного упругого элемента, состоящего из чередующихся слоев резины и стеклопластика. В данном случае возможен только расчет окончательного варианта лопастей для проверки правильности подбора МЖХ. Моделирование упругого элемента однородной балкой является приближенным и не учитывает S-образность деформирования многослойной балки в плоскости взмаха.

В докладе предлагается алгоритм построения динамически подобной конечно-элементной модели несущего винта. Приведены результаты сравнения традиционной и конечно-элементной методик с результатами, полученными в эксперименте с вывешенной на упругом элементе лопастью.

Dynamically similar finite element model of the hingeless rotor blade with an the elastic hub

Garipov A.O.¹, Nikolaev E.I.¹, Gubaydullin I.H.¹, Nikolaev S.E.²,
Pantukhin K.N.²

¹Kazan Helicopters, ²KNRTU-KAI, Kazan

When designing of the main and tail helicopter rotors is very important to build up the hub with passage of resonance harmonics of the blades in the working speed of the hub. Is only possible with the right determination of the mass-stiffness characteristics (MSC) of the blades. The finite element method preferably used for the calculation of composite blades, but it requires careful work in model leads to considerable time and resources for the calculation. Because the calculation of sections MSC used the specific computational models of small compartments that can be calculated in the limited time frame dictated by the terms of the design.

Calculation of natural frequencies and forms of the entire rotor blade with finite element method is not possible due to time constraints. This is particularly difficult do to for the ANSAT helicopter blade which is fastened to the shaft by means of a multilayer elastic beam. A special feature is the use of the screw in the bush as a constructive equivalent of the flapping and lead-lag hinges the laminated elastic beam consisting of alternating layers of rubber and fiberglass. In this case the only possible payment of the final version of the blades to check the correct selection of MSC. Modeling of the elastic element homogeneous beam is approximate and does not include the S-shape deformation of the beam in the plane of the multilayer stroke.

The report proposes the algorithm for the constructing such a dynamic finite element model of the rotor. The results of the comparison of traditional and finite element methods to the results obtained in an experiment with an elastic beam.

Оценка текущего состояния авиационной техники в процессе эксплуатации

Давтян Л.Г., Пегачкова Е.А.
МАИ, г. Москва

Рассматривается задача оценки текущего состояния модели самолета с ручным управлением. В процессе создания, экспериментальной отработки и последующей штатной эксплуатации авиационно-космических систем проводится непрерывный мониторинг их состояния с привлечением разнообразных средств объективного контроля. Эта информация после соответствующей обработки позволяет выявить статистические закономерности, присущие воздействующим на систему возмущающим факторам. Объем этой информации существенно

ограничен, что делает практически невозможным построение полностью адекватной статистической модели неконтролируемых факторов. Поставленную задачу можно решить, используя доверительный подход, который позволяет учесть случайную природу факторов, влияющих на состояние исследуемой статистической модели, описывающей их свойства [1]. Рассматриваемые идеи применяются для оценки вероятности поломки моделей самолетов с ручным управлением. Требуется определить момент времени, когда вероятность поломки авиационной модели достигнет установленной критической границы по совокупности факторов. В зависимости от требуемого прогноза (оперативного или долгосрочного) применяются разные методы прогнозирования [2].

Работа выполнена при финансовой поддержке Минобрнауки РФ (задание № 1.1191.201К)

Литература

1. Евдокименков В.Н., Динсеев В.Г., Карп К.А. Инженерные методы вероятностного анализа авиационных и космических систем. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2010. – С.320.
2. Бутов А.А., Волков М.А., Шаров В.Д. Принципы разработки системы прогнозирования и предотвращения авиационных происшествий при организации и производстве воздушных перевозок // Известия Самарского научного центра академии наук, Том 14, №4(2), 2012. – С. 386 – 393.

Assessing the current status of aviation equipment in service

Davtyan L.G., Pegachkova E.A.

MAI, Moscow

The task of assessment of present manual control plane model condition is considered. While creating, checking and exploiting aerospace systems uninterrupted monitoring of its condition is conducted, using different means of objective control. After appropriate processing this information allows identify statistical regularities, which are inherent in factors which influence the system. The amount of information is limited. That's why it is nearly impossible to construct an adequate statistical model of uncontrolled factors. This task can be solved using confidence approach, which allows to take into account random nature of the factors, influencing condition of analyzed model, which describes their qualities [1]. Considered ideas are used to evaluate probability of manual control plane models damage. It is required to determine the time when the probability of failure of aircraft model reaches critical limit established by a combination of factors. Depending on the required forecast (operational or long-term) different methods of forecast are used [2].

The work is conducted with financial support from the Ministry of Education of the Russian Federation (task № 1.1191.201K).

Literature

Евдокименков В.Н., Динеев В.Г., Карп К.А. Инженерные методы вероятностного анализа авиационных и космических систем. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2010. – С.320.

Бутов А.А., Волков М.А., Шаров В.Д. Принципы разработки системы прогнозирования и предотвращения авиационных происшествий при организации и производстве воздушных перевозок // Известия Самарского научного центра академии наук, Том 14, №4(2), 2012. – С. 386 – 393.

Устойчивость лейнера в металлокомпозитных баллонах высокого давления для космических аппаратов

Егоров А.В.
НИАТ, г. Москва

Металлокомпозитные цилиндрические баллоны высокого давления (МК БВД) применяются в космических аппаратах для хранения инертных газов. Внутренняя герметизирующая оболочка (лейнер), как правило, выполняется из пластичных алюминиевых сплавов, наружная, силовая, — из углепластика или органопластика, которые деформируются линейно-упруго практически до разрушения.

Технологически лейнер сваривается из двух частей, поэтому на цилиндре лейнера существует кольцевой сварной шов, выполняемый сваркой трением с перемешиванием. В таких швах имеет место некоторая разнотолщинность по длине.

Баллоны в процессе изготовления, испытаний и эксплуатации подвергаются воздействию циклических нагрузок, обусловленных подачей и снятием внутреннего давления. При нагружении баллона внутренним давлением наружная композитная оболочка остается в зоне упругих деформаций, а внутренняя металлическая оболочка увеличивается в диаметре и переходит в зону пластичности. При снятии внутреннего давления композитная оболочка восстанавливает свои размеры и давит на металлическую, заставляя ее сжиматься, в результате чего лейнер может потерять устойчивость и прочностные характеристики металлокомпозитного баллона могут быть снижены.

В работе ставится и решается задача получения аналитического приближенного решения по оценке устойчивости лейнера. Поскольку из испытаний баллонов установлено, что разрушения начинаются в зоне кольцевого сварного шва, рассматривается условно только центральная часть цилиндрического баллона со сферическими днищами. В качестве исходных данных берутся радиальные перемещения композитной

оболочки при разгрузке баллона, определенные из конечно-элементного решения.

Получение выражения для приближенной оценки устойчивости лайнера с заданным радиальным смещением проводится аналогично существующему решению технологической задачи о потере устойчивости тонкостенного кольца при его обжиге по жесткой матрице.

Проведены расчеты и проанализирована возможность местной потери устойчивости лайнера.

Liner stability in spacecraft metal-and-composite pressure vessel

Egorov A.V.

NIAT, Moscow

Metal-and-composite cylindrical pressure vessels (MCPV) are used for inert gas storing in spacecraft. As a rule the inner insulated enclosure (liner) is made of ductile aluminium alloys; the external one (force shell) is made of carbon-filled plastic or organoplastic which are deformed elastically linearly almost to destruction.

Technologically a liner is welded of two parts, therefore on the liner cylinder there is a circumferential weld performed by friction stir welding. In such joints there is some polythickness along the length.

The vessels are exposed to cyclic loads during manufacturing, testing and operation due to internal pressure raise and relief. When loading the pressure vessels by internal pressure, the external composite shell is in the zone of elastic deformations, and the internal metal one increases in diameter and moves into the zone of plasticity. When removing the internal pressure, the composite shell recovers its dimensions and presses on the metal one, causing it to shrink. As a result the liner may lose stability and strength characteristics of the MCPV may be decreased.

The paper poses and solves the problem of obtaining approximate analytical solutions to assess the stability of the liner. When testing the MCPV, we established that the fracture started in the zone of the circumferential weld. Some conventionally consider only the central part of the cylindrical vessel with spherical bottoms. As the initial data we take the radial displacement of the composite shell when unloading the vessel defined from a finite element solution.

The expression obtained for the approximate evaluation of the stability of the liner with a given radial displacement is carried out similarly to the existing solution of the technological problem of the loss of stability of a thin-walled ring when swaging it by a rigid matrix.

The calculations have been carried out, and the feasibility of local wrinkling of the liner has been analyzed.

Оценки интегральных воронок при воздействии неконтролируемых факторов в динамике ЛА

Зайцев В.В.

МАИ, г. Москва

Рассматриваются оценки интегральных воронок при движении ЛА с учетом воздействия ограниченных неконтролируемых факторов. Среди таких факторов - неточности в определении аэродинамических характеристик и сложная зависимость последних от атмосферных характеристик, реальные отклонения от характеристик стандартной атмосферы, влияние ветрового воздействия, неточности системы управления и др.

Доказаны теоремы об оценке сверху (гарантирующие оценки) и снизу фазового потока системы, для траекторий, начинающихся в некотором ограниченном односвязном множестве. Оценки получены с помощью развития метода сравнения и метода вектор функций Ляпунова, для систем, у которых необязательно существуют особые точки в исследуемой части пространства (или особые точки зависят от неконтролируемых факторов).

Указанные методы доведены до численных алгоритмов, примененных в различных задачах динамики ЛА. Среди таких задач, в докладе описывается задача оценивания ветрового воздействия (при произвольной скорости ветра, удовлетворяющего определенным ограничениям) на посадку транспортного самолета. Описываются условия катастрофы при посадке ЛА и определяются соответствующие ограничения на скорость ветра.

The estimation of system's flow under influence of uncontrolled factors in aircraft dynamic

Zaytsev V.V.

MAI, Moscow

We consider the estimation of dynamical system flow (in aircraft dynamic) under influence of uncontrolled factors. These factors can be because by air dynamical coefficients, consideration of wind effect etc.

The proposed methods are based on the development of vector Lyapunov's function method, the comparison method and certainly theorems about of mathematical description of system's phase state. New methods and algorithms can be effectively applied in various arrears: practical stability and practical stabilization, estimation of system's solution, control theory (estimation of reach ability domain) and others.

Using these methods and appropriate numerical methods, the conditions for safe landing of transport aircraft under influence of wind were calculated. The comparison of these results with known methods are reduced.

Принцип максимума в задаче быстродействия линейной дискретной системой с ограниченным управлением на основе множеств 0-управляемости

Ибрагимов Д.Н.
МАИ, г. Москва

В докладе обсуждается задача 0-управляемости линейной автономной системы с дискретным временем и выпуклым компактным множеством допустимых управлений с дифференцируемой границей, т.е. перевода заданной системы в 0 посредством допустимого (в смысле ограничений) управления за конечное число шагов. Специфика задачи быстродействия для линейных систем с дискретным временем определяется трудностями использования общепринятых методов. Данные особенности в общем случае характерны отсутствием аналитичности при решении задачи динамического программирования и аналога уравнения Беллмана, некорректностью принципа максимума с дискретным временем в задаче быстродействия, неединственностью оптимального управления.

В докладе рассматриваются достаточные условия, при которых оказывается допустимо применение принципа максимума. Решение поставленной задачи основывается на понятии множества 0-управляемости системы за N шагов, т.е. множества тех начальных состояний системы, из которых она может быть переведена в 0 за N шагов. Показано, что в рассматриваемом случае множество 0-управляемости допускает представление в виде алгебраической суммы линейных преобразований множества допустимых управлений. И, как следствие, является выпуклым компактом с дифференцируемой границей. Предположение о дифференцируемости границы оказывается существенным, поскольку приводит к тому факту, что для каждой граничной точки множества 0-управляемости нормальный конус представляет собой единственный (с точностью до положительного множителя) вектор. Что, в свою очередь, приводит к единственному возможному оптимальному управлению, которое лежит на границе, т.е. может быть найдено в результате решения оптимизационной задачи.

В докладе также предложен алгоритм построения оптимальных управления и траектории для случая, когда начальное состояние системы не лежит на границе множества 0-управляемости. Однако в этом случае оптимальное управление оказывается неединственным.

The maximum principle in the minimum time problem of linear discrete-time system with bounded control based on the 0-controllability sets

Ibragimov D.N.

MAI, Moscow

The subject of discussion is problem of 0-controllability of linear discrete-time system with the compact convex feasible control set with differentiable border, i.e. problem of the transferring given system to 0 by means of the feasible control in minimum number of steps.

Specificity of 0-controllability problem for linear discrete-time systems in common case is related to the difficulty of using conventional methods. These features is characterized by lack of explicit form of the solve of the problem of dynamic programming and lack of analogue of Belman's equation, incorrectness of maximum principle for minimum time problem in discrete-time case, nonuniqueness of optimal solution.

The sufficient conditions that allow us to use maximum principle is investigated in this article. The solution of the considered problem based on term of the 0-contrallability set, i.e. set of those initial states from which considered system can be transferred to the origin by N steps or lesser. It is shown, that in the considered case 0-contrallability set can be represented as algebraic sum of the linear transformations of the set of feasible controls. And therefore it is convex compact set with differentiable border. Assumption, that border is differentiable, is essential, because in this case this case there is exists the only one normal vector in any border-point of the 0-controllability set. And as consequence the only feasible control lies at the border, i.e. it can be founded as solution of some optimization problem.

Also algorithm of the constructing of the optimal trajectory and the optimal control in the case, when initial state of the considered system doesn't lie at the border of 0-controllability set, is investigated in the article.

Опыт применения программного комплекса FENSAP-ICE для моделирования обледенения крыла самолета.

Индруленайте Я.А., Wagdi G. Habashi, Guido Baruzzi, Fossaty M.

Туполев, МАИ, McGill, г. Москва

Обледенение самолетов в полете – всемирно признанная серьезная проблема безопасности. В определенных летных условиях переохлажденные капли воды, содержащиеся в облаках, могут замерзать, попадая на передний край фюзеляжа, крыльев самолета, на элементы оперения, в воздухозаборники авиационных двигателей. Ледяной слой изменяет форму обтекаемых поверхностей и, как следствие, аэродинамические характеристики самолета, что может подвергнуть полёт опасности. Атмосферными параметрами, влияющими

на обледенение, являются: скорость полета, температура, давление, а также метеорологические параметры: водность, диаметр переохлажденных капель.

Для понимания процессов образования льда и определения эффективности противообледенительных систем в основном используют летные испытания и методы моделирования. Летные испытания, как базовое средство всех авиационных методов, в данном случае не являются исчерпывающим информационным источником, поскольку трудно определить местоположение вызывающих обледенение облаков, а также, принимая во внимание опасность ситуации, значительно сокращается время приемлемых условий эксперимента для пилота. В результате, для понимания различных механизмов образования льда и борьбы с обледенением, эффективнее использовать методы моделирования. Однако экспериментальные методы требуют использования дорогостоящего и сложного оборудования – охлаждаемых высокоскоростных аэродинамических труб, оснащенных системой воспроизводства вызывающих обледенение осадков. Кроме того, эксперименты, проводимые в наземных условиях, не могут точно воспроизвести условия обледенения в полете.

В результате, численное моделирование нарастания льда оказывается необходимым для определения вероятности и оценки опасности обледенения в данных метеорологических условиях, для понимания роли изменения профиля крыла, а также для оценки эффективности различных методов противообледенительной защиты.

В данной работе представлено сравнение результатов обледенения крыла самолета, полученных с помощью программного комплекса FENSAP-ICE, с результатами полетных испытаний на примере ТУ-204.

Comparison of natural flight test results with CFD simulation using FENSAP-ICE

Indrulenayte Yu.A., Wagdi G. Habashi, Guido Baruzzi, Fossaty M.
Tupolev, MAI, McGill, Moscow

Supercooled water droplets constitute a serious hazard to civil aviation; hence commercial aircraft must be certified for flight in known icing conditions. Aircraft manufacturers must demonstrate the airworthiness of their aircraft in icing environments and the effectiveness of the anti-icing equipment in protecting the aircraft. The procedure to obtain certification is complex and expensive. Initially a condition matrix must be constructed to identify the regions of the in-flight icing spectrum that the aircraft is most likely to encounter and be most affected by. This is followed by the design of the anti-icing or de-icing equipment, usually through a combination of CFD and icing tunnel tests, and finally the aircraft must be flown into natural icing

environments to demonstrate its airworthiness in the most severe conditions and prove the effectiveness of its anti- or de-icing equipment.

CFD is increasingly proving to be a reliable tool for initial aircraft development and also facilitate and streamline the wind tunnel testing campaigns. The supercooled droplet icing environment is however a complex multidisciplinary field where the icing tunnel is at a severe disadvantage compared with CFD. Icing tunnels are extremely complex and expensive to build and maintain, and suffer from problems related to the relative scale of the droplets and the aircraft, spray quality, low speeds and high operating and consequently testing costs.

The fidelity of the simulation of in-flight icing through CFD has been constantly improving through the years and has evolved to the point where complex 3D aircraft configurations can be easily analyzed without the limitation of speed, temperature, scale or operating conditions of the icing tunnel, at a fraction of the cost of icing tunnel simulations. Furthermore, CFD can easily be included in the design cycle of the aircraft from the beginning, rather than be confined to an a posteriori exercise, so that verification of anti-/de-icing system effectiveness and the performance of the contaminated aircraft can be easily measured and improved. Most of the data used in the validation of icing codes comes from icing tunnel in the form of simple 2D experiments that are often not repeatable from one icing tunnel to another due to the complexity of the cooling and droplet injection equipment.

The present work explores an alternative avenue for the validation of icing codes, namely direct comparison with the data obtained during in-flight icing campaigns of a full-size aircraft. The presentation will show direct comparison of the data collected during in-flight ice accretion campaigns of an instrumented Tupolev aircraft and CFD simulations using FENSAP-ICE.

Разработка целевой функции, учитывающей модуль и фазу частотно-зависимого параметра в задаче синтеза многорезонансных моделей пассивных электронных компонентов

Калимулин И.Ф., Заболоцкий А.М.

ТУСУР, г. Томск

Для моделирования испытаний на электромагнитную совместимость бортовой радиоэлектронной аппаратуры космических аппаратов необходимы модели компонентов. По стандартам MIL-STD-461F и AIAA S-121-2009 требуется выполнять испытания в широком СВЧ диапазоне (до 40 ГГц, с рекомендацией до 100 ГГц), даже для низкочастотных блоков. Соответственно, низкочастотные пассивные RLC-компоненты будут описываться частотными характеристиками с несколькими резонансами. Типовые модели RLC-компонентов описывают поведение в рабочем диапазоне частот, только до частоты

первого резонанса, называемого собственным. Поэтому возникает задача синтеза многорезонансных моделей.

Один из методов синтеза моделей использует параметрическую оптимизацию по критерию минимизации среднеквадратичного отклонения между измеренным и вычисленным коэффициентами отражения или передачи. Коэффициент отражения S_{11} и передачи S_{21} – комплексные числа. Фаза комплексного числа изменяется в пределах $[-\pi; \pi]$, при этом, если фаза убывает, то при достижении значения $-\pi$ следующая точка начнётся со значения π . Поэтому, при вычислении целевой функции в окрестности таких точек её значение может резко возрасти, что ухудшит процесс сходимости оптимизации и поиска глобального минимума.

Цель работы – представить способ учёта фазовой составляющей частотно-зависимого коэффициента передачи или отражения при оптимизации параметров моделей пассивных электронных компонентов.

Для решения этой проблемы предлагается перед вычислением целевой функции дополнительно обрабатывать фазовую составляющую комплексного числа, чтобы она представляла собой непрерывную функцию, обычно равномерно убывающую, без псевдо резонансов. Целевая функция состоит из суммы двух слагаемых, первое вычисляется для модуля, второе – для фазы в радианах. Коэффициенты у слагаемых подобраны таким образом, чтобы их вклад в общее значение был примерно одинаков.

Данный способ реализован на языке программирования Python в виде программной функции и апробирован при оптимизации параметров моделей чип-резистора и выводного конденсатора в диапазоне 0.01–20 ГГц. Полученные модели имеют высокую точность, а их целевые функции имеют высокую сходимость.

Исследование выполнено в рамках выполнения государственного задания №8.1802.2014/К Минобрнауки России.

Development of objective function considering the magnitude and phase of the frequency-dependent parameter in the synthesis multi-resonance models of passive electronic components

Kalimulin I.F., Zabolotsky A.M.
TUSUR, Tomsk

Models of components are necessary for electromagnetic compatibility tests simulation of the onboard radio-electronic equipment of spacecrafts. According to the MIL-STD-461F and AIAA S-121-2009 standards it is required to carry out tests in the wide microwave range (up to 40 GHz, with the recommendation up to 100 GHz), even for low-frequency units. Accordingly, low-frequency passive RLC-components will be described by

the frequency characteristics with multiple resonances. Standard models describe behavior of RLC-components within the operating frequencies range; only up to the frequency of first resonance, which it is called the self-resonance. Therefore, a task of synthesis of multi-resonances models occurs.

One of methods of models synthesis is the use of parametrical optimization by minimization criterion of root mean square deviation between measured and calculated coefficients of reflection or transmission. The reflection S_{11} and transmission S_{21} coefficients are complex numbers. The phase of the complex number varies between $[-\pi; \pi]$, in this case, if the phase is decreasing, then when achieving of $-\pi$ value, next point starts from value of π . Therefore, in the calculation of the objective function in the neighborhood of such points, its value may rise, which will worsen the convergence process optimization and global minimum search.

The aim of this study is to present a way of considering the phase of the frequency-dependent transmission or reflection coefficient in the optimization of parameters of models of passive electronic components.

As the solution to this problem we propose to process a phase of a complex number before calculating an objective function in order that it could represent the continuous function itself which is usually evenly descending without of pseudo resonances. The objective function consists of the sum of two components, the first calculated for the magnitude, the second – for the phase in radians. The coefficients of items are chosen so that their contribution to the overall value would be approximately the same.

This way is implemented in the Python programming language as a function and is approved in the optimization of parameters of models of a SMD resistor and a wired capacitor in the range 0.01-20 GHz. These models are highly accurate, and their objective function has a high convergence.

The investigation has been carried out at the expense of the state contract 8.1802.2014/K of the Russian Ministry of Education and Science.

Разработка гидрлотка Хеле-Шоу. Исследование обтекания двумерных тел

Николаева Е.А., Киунов Я.С.
СГАУ, г. Самара

Целью работы является создание гидрлотка Хеле-Шоу для исследования обтекания жидкостями аэродинамических профилей.

Параметры гидрлотка таковы, что в ней имитируется идеальное течение. Поскольку течение идеально, то ячейка служит для решения уравнения Лапласа, что в свою очередь позволяет решить множество задач в ракетно-космической сфере (можно говорить о применимости полученных данных для исследования обтекания ракеты в атмосфере).

Ячейка Хеле-Шоу стала знаменитой как своего рода аналоговое вычислительное устройство для решения уравнения Лапласа, и в этом качестве она оказалась особенно полезной для визуализации двумерных течений в пористых средах в предположении, что они достаточно медленные, чтобы следовать закону Дарси. Однако на протяжении последних пятидесяти гидролоток Хеле-Шоу начал функционировать для визуализации обтекания двумерного потока жидкости около геометрических объектов, что служит для решения множества задач в ракетно-космической сфере.

Разрабатываемый гидролоток Хеле-Шоу представляет собой плоский канал с высотой живого сечения 1 мм. Стенками канала для течения жидкости являются прозрачные стекла, через которые можно наблюдать картину течения. Гидролоток имеет размеры 600×300 мм. Разработанный гидролоток выполнен из композиционных материалов, что позволяет сохранить долговечность и технологичность конструкции. Гидролоток Хеле-Шоу состоит из основного корпуса, прокладки, позволяющей создать толщину, стекла, и уплотнительной рамки. По сечению гидролотка вклеены 10 игл для подачи чернил и краски.

Подача чернил производится с помощью соединения трубками иголок и бачка. Для обеспечения требуемой скорости потока используется насос, который обеспечивает скорость 1 см/с через сечение 220 мм².

Суть эксперимента заключается в том, что в ячейку Хеле-Шоу поочередно помещаются различные крыловые профили, либо другие геометрические объекты, после чего фото фиксируется для визуализации процесса обтекания. Визуализация процесса производится при помощи разноцветной краски или чернил, для видимости реальной картины обтекания около геометрических объектов.

Development of the hydrotray of Hele-Shou.

The flow of two-dimensional bodies

Nikolaeva E.A., Kiunov Ya.S.

SSAU, Samara

The aim of this work is the creation of hydrotray the Hele-Shou to study the flow of liquids aerodynamic profiles.

Hele-Shaw's cell serves for visualizing and research of flows of liquid of around airfoil. Parameters of a cell are that ideal current is imitated. As the current is ideal, the cell serves for the solution of Laplace equation that in turn allows to solve a set of problems in the space-rocket field (it is possible to speak about applicability of the obtained data for research of a flow of the rocket in the atmosphere).

Hele-Shaw's cell became well-known as some kind of an analog computer for the solution of the equation of Laplace, and in this respect it was especially useful to visualize two-dimensional currents in porous environments in the assumption that they are too slow to follow Darcy's law. However throughout the last fifty Hele-Shaw hydrotray started functioning for visualizing a flow of a two-dimensional stream of liquid about geometrical objects.

The developed Hele-Shaw's hydrotray represents the flat channel with height of the live section of 1 mm. Channel walls for a current of liquid are transparent glasses through which it is possible to observe a current picture. The hydrotray has the dimension of 600×300 mm. The developed hydrotray is made of composite materials that allows to keep durability and technological effectiveness of a design. Hele-Shaw's hydrotray consists of the main case, the laying allowing to create the thickness, and a sealing frame. On the section of a hydrotray 10 needles for supply of ink and paint are pasted.

Supply of ink is made by means of connecting needles and a tank with pipes. For ensuring the demanded speed of a stream a pump is used which provides the speed of 1 cm/s through the section of 220 mm².

The essence of experiment is that in Hele-Shaw's cell various airfoil profiles, or other geometrical objects then it photofixation for visualization of process of a flow serially are located. Visualization of process is made by means of multi-colored paint or ink, just to show a real nature of the flow around geometrical objects

Применение нейросетевых полуэмпирических моделей для управления траекторией гиперзвукового летательного аппарата

Козлов Д.С., Тюменцев Ю.В.
МАИ, г. Москва

Для управления спуском космического аппарата (КА) в верхних слоях атмосферы используются алгоритмы прогнозирования траектории. Наиболее распространенным является управление с прогнозированием траектории в плоскости «перегрузка-скорость». В данном подходе используются решения обратной задачи механики полета: на основании модели движения через заданные интервалы времени вычисляются значения управляющих сигналов. Рассматривается управление по крену на пассивном участке полета. В соответствии с алгоритмом, участок спуска разделяется на пять фаз. Движение по каждой из фаз определяется специфическим алгебраическим соотношением типа равенства. Традиционно значения управляющей переменной вычисляются на основании соотношения, полученного по упрощенной

модели движения, дополненной алгебраическим уравнением. Предлагается для вычисления значений управляющей переменной на каждой из фаз использовать численное интегрирование систем дифференциально-алгебраических уравнений различных индексов.

Для реализации алгоритма управления траекторией требуется точная модель движения КА. Актуальными являются методы, позволяющие уточнить модель объекта на основании реальных данных. Предлагается использовать нейросетевые полуэмпирические модели для построения полной модели движения КА. Полуэмпирический подход предполагает формирование моделей типа «серый ящик», сочетающих использование теоретических знаний об объекте моделирования и возможность улучшения модели по экспериментальным данным. В качестве теоретических знаний используются дифференциальные уравнения исходной системы, а также способы их интегрирования. Методы улучшения модели используют аппарат искусственных нейронных сетей. Предлагается использовать нейросетевые полуэмпирические модели специального вида, реализующие неявные методы Рунге-Кутты для интегрирования системы дифференциально-алгебраических уравнений. Обучение модели позволяет уточнить значения реализованных в ней аэродинамических коэффициентов.

В качестве объекта моделирования используется гиперзвуковой летательный аппарат. Приводятся результаты вычислительного эксперимента по уточнению коэффициента момента тангажа. Рассматривается движение по участку спуска фазе равновесного планирования КА. Уравнения движения КА, дополненные алгебраическим соотношением, описываются системой дифференциально-алгебраических уравнений индекса 1. На основании модели движения КА формируется полуэмпирическая модель в виде нейронной сети с модульной архитектурой в формате MATLAB Neural Network Toolbox.

Neural network based semi-empirical modeling for trajectory control of hypersonic vehicle

Kozlov D.S., Tiumentsev Yu.V.
MAI, Moscow

For the control of space shuttle descending in the upper atmosphere algorithms of trajectory prognosis are used. The most widely used approach is a trajectory control in accordance with drag acceleration versus relative velocity profile. The approach is based on the solutions of flight mechanics inverse problem so according to equations of motion over determined time intervals values of control variable are calculated. The bank angle control for zero-thrust phase of a flight is described. In accordance with the approach the

phase of a flight can be divided into five separated parts. The motion along each part can be performed when state variables satisfy specific constraint in the form of algebraic equality. The values of control variable are usually calculated by the formula obtained from simplified system of equations of motion extended by specific algebraic equation. We propose an approach where in motion along each part of a phase of a flight values of control variable are obtained from numerical integration of system of differential-algebraic equation of various indexes (DAE).

For realization of the trajectory control algorithm it is required to obtain a precise model of space shuttle motion. This is the reason why it is important to develop methods allowing us to elaborate an object model basing on real data. We propose utilization of neural network based semi-empirical modeling for developing a complete model of space shuttle motion. The semi-empirical approach assumes the generation of the “grey box” models combining the theoretical knowledge about the object with the possibility to improve the model using the experimental data. As theoretical knowledge they use the differential equations of the source system as well as the method of integration of these equations. The way of improving of the model includes application of the methods of artificial neural networks. Special form network based semi-empirical models implementing implicit Runge-Kutta method of numerical integration are proposed to use. The training of the semi-empirical model allows to elaborate the models of aerodynamic coefficient implemented as a part it.

A hypersonic vehicle is considered as a modeling object. The results of simulation for elaboration procedure of pitch moment coefficient are presented. Equilibrium glide part of zero-thrust phase of a flight is described. The equations of motion extended by appropriate algebraic equation are described by index 1 DAE system. For space shuttle equations of motion semi-empirical model is generated in the form of the modular neural networks. MATLAB system and Neural Network Toolbox package were used when implementing the semi-empirical models as well as in the course of the computer simulations.

Исследование динамики вращательного движения космического аппарата с изменяемой аэродинамической асимметрией при спуске в атмосфере Марса

Куркина Е.В.
СГАУ, г. Самара

Явление захвата космического аппарата в длительный резонанс, может привести к существенному увеличению угла атаки и стать причиной аварийных ситуаций [1]. Реализация такого режима движения является следствием увеличения угловой скорости возвращаемого

космического аппарата от малых начальных до резонансных значений под воздействием механических моментов, обусловленных малыми значениями массовой и аэродинамической асимметрии [2,3]. Влияние параметров аэродинамической асимметрии существенно зависит от выбора атмосферы, в которой осуществляется спуск космического аппарата. В данной работе рассмотрен случай разреженной атмосферы, на примере атмосферы Марса. Целью работы является определение допустимого диапазона изменения аэродинамической асимметрии при спуске космического аппарата в атмосфере Марса, при котором возможно избежать длительного резонансного режима движения. Численное моделирование движения космического аппарата основывается на использовании квазилинейной системы уравнений движения космического аппарата с малой аэродинамической и массовой асимметриями. В работе принято предположение, что в процессе атмосферного спуска космического аппарата имеется возможность управляемого уменьшения величины его малой аэродинамической асимметрии при сохранении неизменной величины малой массовой асимметрии. Величина параметра, описывающего изменение аэродинамической асимметрии, задана в виде зависимости от высоты над поверхностью Марса по экспоненциальному закону. Производится оценивание вероятности захвата в главный резонанс в рассматриваемом случае и определяется диапазон изменения величины аэродинамической асимметрии, при котором не наблюдается захвата в длительный резонанс.

Литература

Lyubimov V.V. Dynamics and Control of Angular Acceleration of a Re-Entry Spacecraft with a Small Asymmetry in the Atmosphere in the Presence of the Secondary Resonance Effect //2015 International Siberian Conference on Control and Communications (SIBCON), 2015. – P.1-4.

Заболотнов Ю.М., Любимов В.В. Вторичный резонансный эффект при движении КА в атмосфере // Космические исследования. – 1998.- Т. 36, № 2.- С.206-214.

Любимов В.В. Внешняя устойчивость резонансов в динамике полёта космических аппаратов с малой асимметрией. – Самара: Издательство СНЦ РАН, 2013.- 276 с.

Investigation of rotational motion dynamics of variable aerodynamic asymmetry spacecraft during the Martian atmosphere descent

Kurkina E.V.
SSAU, Samara

The phenomenon of capture spacecraft into a long resonance may lead to a substantial increase in the angle of attack and cause accidents [1].The

implementation of such mode of movement is the consequence of increasing the angular velocity of a spacecraft from the small initial to the resonance values under the influence of mechanical moments, due to the small values of the mass and aerodynamic asymmetry [2,3]. Effect of aerodynamic asymmetry parameters substantially depends on the choice of atmosphere, in which a spacecraft descent occurs. In this study the case of rarefied atmosphere is considered on the example of the atmosphere of Mars. The aim is to define an acceptable range of aerodynamic asymmetry variation during descent of a spacecraft in the Martian atmosphere, in which is possible to avoid a long resonant mode motion.

Numerical simulation of the spacecraft dynamics is based on the using of quasi-linear system of spacecraft with little aerodynamic and mass asymmetry motion equations. In the work is accepted the assumption that during spacecraft atmospheric descent it is possible to reduce the value of its managed small aerodynamic asymmetry, while preserving unchanged the value of the small mass asymmetry. Value of the parameter that describes the change in the aerodynamic asymmetry is defined as a function of height above the surface of Mars by an exponential law. The probability of capture into the main resonance is estimated in the case under consideration. The range of aerodynamic asymmetry value variation at which the capture in a long resonance is not observed is determined.

References

Lyubimov V.V. Dynamics and Control of Angular Acceleration of a Re-Entry Spacecraft with a Small Asymmetry in the Atmosphere in the Presence of the Secondary Resonance Effect //2015 International Siberian Conference on Control and Communications (SIBCON), 2015. – P.1-4.

Zabolotnov Yu.M., Lyubimov V.V. Secondary Resonance Effect in the Motion of a Spacecraft in the Atmosphere // Cosmic Research. – 1998.- V. 36, N 2.- P. 206-214.

Lyubimov V.V. External Stability of Resonances in the Flight Dynamics of a Spacecraft with a Small Asymmetry. – Samara: Publisher SSC of RAS, 2013.- 276 p.

Моделирование абляции тепловой защиты в высокочастотном газовом потоке

Костин Г.Ф.¹, Лепихов А.В.²

¹ИО-У НЦ УрО РАН, ²ГРЦ Макеева», г. Миасс

Цель данной работы состоит в разработке методики для численного моделирования явления абляции теплозащитных материалов, возникающего при движении гиперзвуковых летательных аппаратов (ЛА) в плотных слоях атмосферы и ее реализация в пакете численного моделирования.

Основной областью применения методики является выполнение уточняющих расчетов аэродинамики и тепловых режимов ЛА, обработка результатов летных экспериментов, изучение экранирующего эффекта продуктов разрушения поверхности и моделирование нестационарных эрозионных процессов при прохождении ЛА атмосферных образований.

Анализ доступных САЕ-пакетов показал, что в них отсутствуют инструменты моделирования (в сопряженной постановке) таких основных эффектов абляции, как рецессия поверхности, поглощение тепла и его унос газовым потоком с поверхности, кинетика процессов деструкции материалов. При этом отдельные аспекты данной общей задачи хорошо изучены теоретически и экспериментально.

В основе методики лежит метод численного расчета гиперзвукового обтекания методом конечных объемов. Моделирование процесса абляции выполняется при помощи задания подвижной границы. Процессы в твердом теле моделируются при помощи программы, выполняющей решение уравнения теплопроводности методом прогонки на декартовой конечно-объемной расчетной сетке. Отдельная программа решает уравнение уноса и определяет форму поверхности тела. Расчет величины уноса в конкретной точке поверхности выполняется инженерными методиками. Исходными данными для расчета уноса служит численное решение газодинамической задачи и результаты решения твердотельной задачи.

Данный подход позволяет ввести отдельный шаг по времени для газодинамической и твердотельной задач. Вдвиг уносимого материала и его энергии в пограничный слой моделируется источниковыми членами в уравнениях Навье-Стокса и энергии соответственно.

В качестве критериев устойчивости решения сопряженной задачи выступает сходимость по невязкам на каждом этапе решения газодинамической задачи и отсутствие локальных каверн на поверхности тела при решении уравнения уноса.

Для реализации методики была выполнена доработка программного комплекса ANSYS Fluent с использованием интерфейса для программирования UDF.

Для проверки методики выполнен численный расчет рецессии углерод-углеродного колпака летательного аппарата IRV-2 и сравнение с доступными экспериментальными данными.

Modeling ablation of thermal protection in high enthalpy gas flow

Kostin G.F.¹, Lepikhov A.V.²

¹S-USCUB RAS, ²Makeyev GRTs, Miass

The paper dedicated to developing a technique for the numerical simulation of ablation phenomenon of thermal protection materials, due to the motion of hypersonic vehicles in the atmosphere and its implementation in the computer-aided engineering software.

The main goal of the technique is calculations of aerodynamics and thermal conditions of a hypersonic vehicles, a processing of the results of flight tests, the study screening effect of a gas products of pyrolysis and surface modeling of unsteady erosion processes on a hypersonic flight vehicle surface at a atmospheric formations.

Analysis of a CAE software showed that they lack simulation tools (at coupling formulation) of main ablation effects, such as boundary conditions for surface recession with heat absorption and its removal by incident gas flow, kinetics of internal thermal pyrolysis and destruction of heat-shield material. The individual aspects of the general problem has a good theoretical and experimental investigation.

The technique is based on a CFD calculation of hypersonic flow by finite-volume method. Ablation process simulated by defining a moving boundary. The processes in solids are modeled using the program that solves a heat equation by the tridiagonal matrix algorithm on Cartesian finite-volume computational grid. The individual program solves recession equation which determines the surface shape of a hypersonic flight vehicle. Calculation of the recession value at a specific point on the surface is performed by an engineering techniques. Initial data for an ablation calculation are a numerical solution of gas-dynamic problem and solid pyrolysis thermal transfer problem.

This approach allows to introduce to a solution separate time steps for solid-state and gas-dynamic problems. Injection pyrolysis gases and energy in the boundary layer is simulated by source terms in Navier-Stokes and energy equations respectively.

The stability criteria of the solution for this coupled problem are residuals convergence at every stage of the gas-dynamic problem solving and absence of a local cavities on the surface of the hypersonic vehicle during the recession equation solution.

The technique was realized in ANSYS Fluent CFD software with UDF programming interface.

For the technique verification the numerical calculation recession carbon-carbon nosetip of IRV-2 vehicle was performed. Computational results was compared with available experimental data.

Разработка ОС для наноспутника на базе многоцелевой платформы «Синергия»

Малыгин Д.В.

Лаборатория проектирования сверхмалых космических аппаратов
«Астрономикон», г. Санкт-Петербург

В течение трех последних десятилетий ведущие мировые университеты проводят научные исследования и эксперименты в космическом пространстве, создавая для этих целей собственные научно-образовательные микро-, нано- и пикоспутники; а также финансируя их запуск на околоземную орбиту. Спектр решаемых такими спутниками задач достаточно широк – от проведения исследований физики магнитосферных и ионосферных процессов до испытаний новых технологий в областях радиосвязи, дистанционного зондирования, космической биологии и материаловедения. Более того следующей тенденцией развития подобных аппаратов – построение орбитальных группировок. Такие космические исследования требуют высокой степени ориентации СМКА, при этом необходимо удержание привязки к местности на длительное время. С другой стороны ориентацию можно рассмотреть как привязку к определенным величинам; или значениям параметров необходимых для наиболее благоприятного выполнения возложенной космической миссии. В обобщенном варианте ориентация есть ничто иное, как решение задачи вариационного исчисления, что составляет суть оптимального управления. Сама же трасса полета – набор точек с координатами, что в совокупности составляет конкретную функцию; т.о. задача ОС аппроксимировать функцию управления к виду функции трассы полета. Важно отметить и учет погрешностей датчиков обратной связи. Далее, при проведении экспериментов в космическом пространстве в большинстве случаев работа ведется с обработкой данных на борту СМКА, более того работа с электронно-оптическими системами подразумевает проведение анализа и обработку фото/видеоматериалов (т.н. контента). При этом любая графическая информация – массив координат точек в соответствующей цветовой кодировке, где качество (малое количество шумов) зависит от проводимых мероприятий обработки – рендеринга обрабатываемого изображения. Таким образом на борту СМКА необходимо иметь вычислительные мощности по работе с подобными данными; с такой задачей могут справиться графические процессоры, которые широко представлены на рынке. Причем можно подобрать процессор в зависимости от потребляемой мощности и прочим параметрам. Архитектура такого графического процессора предопределяет наличие соответствующих интерфейсов для подключения различных приборов. В качестве прототипа такого

устройства выбран процессор с ARM ядром; а операционная система строится на базе *nix-подобных системах, а именно:

- Linux – ОС для СМКА одиночной миссии;
- FreeBSD – ОС для разворачивания орбитальных группировок;
- Open Solaris – ОС для построения орбитального сервера обработки данных.

Development OS for nanosatellite based on multi-purpose platform “Synergy”

Malygin D.V.

Nano Satellite Design Laboratory “ASTRONOMIKON”, Saint-Peterburg

Over the past three decades, the world’s leading universities conduct research and experiments in space, creating for this purpose its own scientific and educational micro-, nano- and picosatellites; as well as financing their launch into orbit. The range of tasks solved by these satellites is quite wide - from studies of magnetospheric and ionospheric physics processes to test new technologies in the field of radio communications, remote sensing, space biology and materials science. In addition the following trend in the development of these devices - building orbital groups. Such space research require a high degree of orientation nanosatellites, when it is necessary to retain reference to the area for a long time. However orientation may be considered as binding to a specific number; or the values of the parameters necessary for the performance of the most favorable space mission. The generalized version of the orientation is none other than the solution of the problem of variational calculus, which is the essence of the optimal control. Very same flight path - a set of points with coordinates, for a total of a particular function; thus task OS management function to approximate the form of the function of the flight path. Importantly accounting errors and feedback sensors. Further in experiments in space, in most cases, work is being done with the data processing on board nanosatellites, moreover work with electron-optical systems involves the analysis and processing of photo / video (eg, content). At the same time, any graphical data - an array of point coordinates in the appropriate color coding, where the quality (a small amount of noise) depends on the processing of the activities - rendering the processed image. Thus nanosatellites on board must have the computing power to work with such data; with such a task can handle graphics processors, which are widely available on the market. Moreover, the processor can choose, depending on power consumption and other parameters. The architecture of the graphics processing unit determines the availability of appropriate interfaces for connecting different devices. As a prototype of such a device is the core of the processor with ARM-

architecture; and the operating system is built on the base of *nix-similar systems, namely:

- Linux - OS nanosatellite for single mission;
- freeBSD - OS for deployment orbital groups;
- Open Solaris - OS for building the orbital server data.

Методы шифрования гиперспектральных изображений с использованием многопараметрических преобразований

Мартюгин С.А., Мартянова А.В.

НПОА, УрФУ, г. Екатеринбург

Спутниковые системы широко используются в настоящее время для решения задач гражданского и военного назначения, поэтому спрос на защиту и хранение спутниковых изображений постоянно увеличивается. Требования к защите мультимедийной информации (изображения и видео) существенно выше, чем к текстовой, из-за большего объёма и высокой корреляцией между пикселями. Поэтому в настоящее время широко развивается такое направление, как шифрование изображений. С помощью специальных методов шифрования изображение конвертируется в нечитаемую форму (часто статистически некоррелируемый белый шум), что защищает его от просмотра неавторизованными лицами.

Оптические системы, которые используются в спутниковой технике, позволяют передавать параллельно и с большой скоростью двумерную комплексную информацию, поэтому для шифрования спутниковых изображений были предложены методы с использованием частотно-временных преобразований и случайных фазовых масок. В основе фазовой маски лежит функция, которая представляет собой статистически некоррелируемую случайную последовательность распределённую в пределах $[0,1)$. При действии фазовых масок на изображение в частотно-временных областях исчезает корреляция между пикселями, а изображение конвертируется в белый шум. Эти случайные функции и являются ключом для дешифрования изображения.

Однако в настоящее время эти алгоритмы не являются надёжными, так как с развитием методов защиты всегда развиваются и методы взлома.

С целью увеличения надёжности методов шифрования в статье предлагается метод шифрования гиперспектральных спутниковых изображений, основанный на многопараметрическом преобразовании Фурье с использованием перемешивающего преобразования.

В качестве объекта исследования используется гиперспектральное изображение (ГИ), т.е. массив или куб данных, который включает в себя

пространственную информацию об объекте, дополненную спектральной информацией по каждой пространственной координате.

Полученные результаты позволяют сделать вывод о надёжности предложенного метода шифрования и большей устойчивостью к слепому взлому по сравнению с другими методами, основанными на классических и дробных преобразованиях Фурье.

Hyperspectral image encryption using multiparametric transforms

Martyugin S.A., Martyanova A.V.

UrFU, SPAA, Yekaterinburg

The rapid growth of digital imaging applications has increased the need for effective image encryption techniques. Fast (efficient) image encryption is an area of interest for research due to need of real-time image encryption-decryption in various fields such as military imaging, satellite imaging etc. Image encryption techniques convert original image to another image that is hard to understand. It is essential that nobody could get to know the content without a key of decryption.

Optical systems are of growing interest for image encryption because of their distinct advantages of processing 2-dimensional complex data in parallel at high speed. Time-frequency methods and random phase encoding techniques are the most widely used in optical image encryption. Random phase mask has a form of statistically independent white sequence uniformly distributed in $[0,1)$. Because the phase angle is random, any correlations between adjacent pixels are erased, and image can be considered as white noise. In these methods this masks are a keys of decryption.

To increase a security of data robust encryption schemes we propose a novel encryption scheme using multiparametric Fourier transform and permutation transform in this paper.

The proposed scheme significantly enhances the data security compared to classical Fourier transform and fractional Fourier transforms based methods and it shows consistent performance with hyperspectral images.

Формулы перехода к характеристическим переменным для различных математических моделей течений газа как составная часть численного алгоритма

Мартюшова Я.Г.

МАИ, г. Москва

При численном моделировании течений внешних и внутренних задач аэродинамики существенным элементом является построение разностного алгоритма на основе современных нелинейных разностных схем.

Общим моментом применения современных нелинейных разностных схем к уравнениям газовой динамики является переход к характеристическим переменным. Оригинальный алгоритм Roe требует вычисления матрицы как левых так и правых собственных векторов системы уравнений в частных производных эволюционного типа, моделирующей законы сохранения.

Разложение по собственным векторам было проведено на основе модифицированного метода Roe-Pike' [1] для двух и трехмерных задач газовой динамики, а также для уравнений реагирующих газовых смесей для произвольного числа компонент газовой смеси как для идеального газа, так и в предположении реальных табличных уравнений состояния в соответствии с [2].

Полученные формулы использованы при конструировании численного алгоритма, использовавшегося для численного моделирования осесимметричных и трехмерных течений горения и детонации в камерах сгорания детонационных двигателей. Уравнения состояния для каждой компоненты смеси задавались в табличной форме, а именно энтальпия образования и коэффициенты теплопроводности рассматривались как табличные функции температуры.

[1] Toro E.F. Riemann Solvers and Numerical Methods for Fluid Dynamics. Springer, New York, 1999, 605 p.

[2] Glaister P.J. J. of Comp. Phys. Vol. 77: pp. 361—383 1988.

Formulae of transition to characteristic variables for different mathematical models of gas flows as the component of numerical algorithm

Martyushova Y.G.
MAI, Moscow

Construction of difference algorithm on the basis of contemporal difference schemes is essentially element of numerical simulation of external and internal problems of aerodynamics.

Common part of contemporal difference schemes construction is the transition to characteristic variables of full system of the gas dynamics equations. Original Roe's algorithm demands definition of both matrices of left and right eigen vectors for system of equation of evolution type which modelling conservation laws.

Definition of left and right eigen vectors were provided on the basis of modified Roe-Pike's method [1] for two-and three dimensional gas dynamic problems and for system of equation for reactive gas mixes with arbitrary number of components both for ideal and real equations of state (in tabular form) in connection with [2].

Formulae for left and right eigen vectors were used for numerical algorithm construction. This algorithm in turn was used for numerical simulation of axisymmetrical and three dimensional flows of explosion and detonation in reactors of detonation engines. State equations for every gas mix component in tabular form were used, namely enthalpies of formation and heat conduction coefficients where treated as tabular function of temperature.

[1] Toro E.F. Rieman Solvers and Numerical Methods for Fluid Dynamics. Springer, New York, 1999,605 p.

[2] Glaister PJ J. of Comp. Phys. Vol. 77: pp. 361—383 1988.

Задача распределения бюджета между различными перспективными типами оружия сдерживания

Моисеев К.Л., Пегачкова Е.А.

МАИ, г. Москва

Рассматривается задача о распределения бюджета между различными типами оружия, в условиях предотвращения войны, для сдерживания условного противника. Поставленная задача развивает похожую проблему распределения ограниченных поисковых возможностей [1].

Нашей целью является удержание противника от развязывания войны, а целью противника – минимизация нашей способности к ответному удару посредством выделения собственного удара оружием сдерживания. Для любого заданного распределения наших усилий между различными системами сдерживания противник будет стараться распределить свой начальный удар таким образом, чтобы минимизировать способность к ответному удару, сохраняющуюся после упреждающего удара.

Следовательно, для улучшения ситуации в нашу сторону, необходимо распределить наши силы по сдерживанию так, чтобы максимизировать этот минимум, созданный нашим противником. Исследуемая задача изменяется в зависимости от времени и внешних параметров, которые в свою очередь, так же будут зависеть от времени. Следовательно, для рассмотрения задачи следует выделить определенный временной отрезок, на котором мы сможем достичь максимума для минимума, которого достиг наш противник. Максимум для определенного отрезка времени не будет являться максимумом для другого отрезка, так как внешние параметры будут изменены, так как политики, управляющие оружием сдерживания, могут принимать разные решения в зависимости от времени.

Дополнительно предполагается, что противник ведет разведку и знает о расположении нашего оружия, что дает ему преимущество для упреждающего удара. В качестве начальных условий выступают: число наших баз (наземные и морские), и число баз противника; число ракет на каждой базе; огневая мощь; стоимость баз; часть наземных баз, обнаруженных противником; число экипажей самолетов для атаки по

базам; вероятность того, что база уцелеет после удара ракетой; вероятность, что морская база не будет обнаружена противником. При решении сначала рассматривается задача минимизации с точки зрения противника, после чего начинается поиск максимума, чтобы быть готовым к упреждающему удару противника. Таким образом, рассматриваемая задача сводится к нахождению максиминного решения, в то время как задача противника – это задача простой минимизации.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ грант № 15-08-01902-а.

Литература

1. James M.Dobbie. On the allocation of effort among deterrent systems. Operations Research, 1959, vol.7, p.335-346.

The task of distribution of the budget between various advanced weapons of deterrence

Moiseev K.L., Pegachkova E.A.
MAI, Moscow

We consider the problem of the distribution of the budget to prevent a new war of the conditional opponent, who leads to war. As it concerns our deterrent power, the aim of the enemy is to minimize our ability to counterstroke with using our weapon of deterrence.

The enemy will try to distribute his a first strike to minimize the ability to counterstroke, that continue after a first strike (the first strike of the enemy of weapon systems of deterrence) for any given distribution of our efforts between different systems of deterrence. Therefore, to improve the situation in our side, we have to allocate our powers of deterrence so as to maximize this minimum, that was created by our enemy. Thus, our task is determining the maximum solution, while the task of the enemy is a simple task of minimization.

Obviously, the task will be changed depending on the time and external parameters, which also will depend on the time. Consequently, a certain period of time should be allocated for the consideration of the in which we can achieve the maximum for the minimum, that was reached by our enemy. The maximum for the certain period of time will not be peak(maximum) for another period, as the external parameters will be changed. Policies governing the weapon of deterrence can take different solutions depending on the time.

Also, the opponents are assumed to reconnoiter and know the location of our weapons. It give benefit to the first strike.

We introduce the initial conditions to solve the problem: the number of our base (land and sea), and the number of bases of the enemy; the number of missiles at each base; the firepower; the cost of bases; the part of the land bases were found by the enemy; the number of air crews to attack the bases;

the probability that the base will survive after the missile strike; the probability that the naval base will not be detected by the enemy. Then we begin to consider the problem from the point of view of the enemy, and begin to minimize it. Then we start to look for the maximum to be ready to the first strike of the enemy.

This work was supported by RFBR grant № 15-08-01902-a.

References

1. James M.Dobbie. On the allocation of effort among deterrent systems. Operations Research, 1959, vol.7, p.335-346.

Точное решение приближенного уравнения Борца и построение на его основе кватернионного алгоритма ориентации БИНС

Молоденков А.В., Сапунков Я.Г., Молоденкова Т.В.

ИПТМУ РАН, СГТУ, г. Саратов

В процессе функционирования многих бесплатформенных инерциальных навигационных систем (БИНС) периодически вычисляется вектор ориентации твердого тела относительно инерциального пространства путем приближенного решения приближенного линейного дифференциального уравнения Борца (в практике построения БИНС нелинейным членом в уравнении Борца при малых углах поворота пренебрегают). В уравнении Борца входной величиной является вектор угловой скорости твердого тела. Отметим, что полное нелинейное уравнение Борца относительно вектора ориентации твердого тела является аналогом кватернионного линейного уравнения; вектор и кватернион ориентации твердого тела связаны между собой известными соотношениями. Между тем, для некоторого нового вектора угловой скорости, который получается в задаче определения ориентации твердого тела (БИНС) на основе исходного произвольного вектора угловой скорости при осуществлении взаимно - однозначных замен переменных в уравнениях движения твердого тела, приближенное уравнение Борца допускает точное аналитическое решение.

В докладе на основе полученного точного решения приближенного линейного уравнения Борца (справедливого при малых углах поворота твердого тела) решена с помощью квадратур задача определения кватерниона ориентации твердого тела при произвольном векторе угловой скорости и малом угле поворота твердого тела. Исходя из этого решения, предложен подход к построению нового алгоритма сверхбыстрого цикла для вычисления инерциальной ориентации БИНС:

- по заданным компонентам вектора угловой скорости твердого тела на основе взаимно - однозначных замен переменных в каждый

момент времени вычисляется новый вектор угловой скорости твердого тела;

- используя новый вектор угловой скорости и начальное положение твердого тела, находится с помощью квадратур точное решение приближенного линейного уравнения Борца с нулевым начальным условием;
- по вектору ориентации определяется значение кватерниона ориентации твердого тела (БИНС).

Отметим, что при построении алгоритма ориентации БИНС на каждом последующем шаге замена переменных учитывает предыдущий шаг алгоритма таким образом, что начальное значение вектора ориентации твердого тела каждый раз будет нулевым. Доклад продолжает исследования, начатые в [1, 2]. Работа поддержана РФФИ (проект № 12-01-00165).

Литература

1. Молоденков А.В., К решению задачи Дарбу // Известия РАН. Механика твердого тела. 2007. № 2. С. 3-13.
2. Молоденков А.В. Об определении ориентации твердого тела по его угловой скорости // Вестник Саратовского государственного технического университета. 2007. №1. С. 67-73.

The exact solution of the Bortz approximate equation and build on its base quaternion orientation algorithm of SINS

Molodenkov A.V., Sapunkov Ya.G., Molodenkova T.V.
MCPI RAS, SSTU, Saratov

This study was financially supported by the Russian Foundation for Basic Research, projects no. 12-01-00165.

In operation of many strapdown inertial navigation system (SINS) periodically calculated orientation vector of a rigid body with respect to inertial space by an approximate solution of the Bortz approximate linear differential equation (in the practice of building SINS nonlinear term in the Bortz equation is neglected at small angles of rotation). In the Bortz equation input value is the angular velocity vector of the solid. Note that the full nonlinear Bortz equation for the vector orientation of rigid body is an analog of quaternion linear equation; vector and quaternion orientation of a solid linked known relations. Meanwhile, for some of the new angular velocity, which results in the problem of determining the orientation of a rigid body (SINS) based on an arbitrary initial angular velocity in the implementation of a one - definitely a change of variables in the equations of motion of a rigid body, the Bortz approximate equation has an exact analytic solution.

The report prepared on the basis of the exact solution of the Bortz approximate linear equation (valid for small angles of rotation of a rigid

body) achieved by a quadrature problem of determining the orientation of a rigid body quaternion with arbitrary angular velocity and low angle of rotation of a rigid body. Based on this decision, the approach to the construction of a new ultra-fast algorithm to compute cycle of inertial orientation of SINS:

- to specify the component of the angular velocity of solid based on mutually - unambiguous change of variables at each time point is calculated new angular velocity of the solid body;
- using the new angular velocity and the initial position of a rigid body is found by quadrature exact solution of the Bortz approximate linear equation with zero initial condition;
- the value of quaternion orientation of a solid (SINS) is determined by the vector orientation.

Note that the construction algorithm orientation of SINS at each subsequent step change of variables into account the previous step of the algorithm in such a way that the initial value of the vector orientation of a solid each time will be zero. The report continues the research started in [1, 2].

References:

1. Molodenkov A.V. On the solution of the Darboux problem // Mechanics of Solids. 2007. Vol. 42. No. 2. Pp. 167-176.
2. Molodenkov A.V. Rigid body orientation determination by its angular velocity // Vestnik of the Saratov State Technical University. 2007. №1. Pp. 67-73.

Определение собственных частот колебаний имитатора космического аппарата

Мусатов Р.В.

ЗАО «Энергоконтракт», г. Москва

Имитаторы космических аппаратов (ИКА) служат для отработки на Земле и в полете интерфейса ракеты-носителя (РН), динамических и статических воздействий, геометрической увязки космического аппарата (КА) и РН. Поэтому имитаторы должны совпадать с КА по целому ряду параметров, в том числе по первым собственным частотам колебаний.

Отсюда возникает требование к проектированию ИКА — обеспечить равенство ИКА и КА по первой собственной частоте. Для решения такой задачи проектирования необходимо иметь аналитическое выражение, определяющее первую собственную частоту ИКА.

В работе рассмотрены формулы Рэлея и Граммеля применительно к ИКА, представляющему собой вертикально расположенный консольно закрепленный стержень круглого поперечного сечения с двумя

одинаковыми навесными грузами в форме цилиндра. Грузы размещены симметрично относительно оси стержня, они крепятся на поперечной оси (штанге), перпендикулярной оси стержня. Считается, что стержень упругий, а грузы и штанга абсолютно жесткие.

Для расчета первой собственной частоты ИКА формула Граммеля в работе была обобщена на колебания упругого стержня с сосредоточенной массой.

Оценка точности аналитических расчетов проведена путем их сравнения с конечно-элементным решением. В программе SolidWorks была построена модель ИКА с креплениями, а затем в программе Simulation модель разбивалась на конечные элементы и рассчитывались первые пять собственных частот колебаний ИКА. Исследованы три варианта ИКА с разным расположением грузов относительно стержня: на расстоянии, впритык и на оси стержня (в виде шара).

Анализ результатов расчетов показал, что первая собственная частота ИКА завышается по формуле Рэлея в 2 раза, по уточненной формуле Граммеля — на 22 %, что говорит о возможности ее применения при проектировании ИКА.

Determination of spacecraft simulator vibration eigenfrequency

Musatov R.V.

CJSC “Energokontrakt”, Moscow

Spacecraft simulators serve the purposes of developing carrier rocket interface both on Earth and during the flight, as well as dynamic and static influence, geometric coordination of spacecraft and carrier rocket. Therefore subset of simulator parameters is to coincide with those of spacecraft, including the first vibration eigenfrequencies.

Hence a spacecraft simulator designing requirement follows to ensure equality of spacecraft simulator and carrier rocket in the first eigenfrequency. To solve such design task one must have an analytic expression describing the first eigenfrequency of the spacecraft simulator.

The research considers Rayleigh and Grammel formulae with regard to spacecraft simulator. The latter is a vertical cantilevered bar of circular cross-section with two identical mounted cylinder loads. The loads are placed symmetrically relative to the bar axis; they are fastened on the lateral axis (rod), which is perpendicular to the axis of the bar. We consider the bar is elastic, the loads and the rod are utterly rigid.

When researching, Grammel formula has been generalized to calculate vibrations of an elastic bar with lumped mass in order to estimate the first eigenfrequency of the spacecraft simulator.

Accuracy evaluation of the analytical calculations was carried out by comparison of the obtained data with the finite element solution. Spacecraft

simulator model was created in the SolidWorks software and then it was divided into finite elements by the Simulation programme to compute the first five vibration eigenfrequencies of the spacecraft simulator. We investigated three types of spacecraft simulator differing by the loads placing relative to the bar: at a distance from the bar, adjoining and on the bar axis (in the form of a ball).

The analysis of the results shows that the first eigenfrequency of the spacecraft simulator is twice overestimated by Rayleigh formula, and it is 22 per cent overestimated in case of refined Grammel formula usage, indicating that it may be applied when spacecraft simulator designing.

**О задаче вероятностной оптимизации для формирования
ограниченного по времени теста и добавлении нового функционала
в СДО МАИ CLASS.NET**

Мхитарян Г.А.
МАИ, г. Москва

Целью данной работы является исследование и решение проблемы формирования ограниченных по времени тестов в системах дистанционного обучения на основании информации о времени ответа пользователя на задания системы.

Первым этапом исследования является теоретическое обоснование и решение оптимизационной задачи. В работе рассмотрена задача формирования индивидуальных заданий с ограничением по времени выполнения в системах дистанционного обучения и предложен алгоритм ее решения. Предложены к использованию две модели времени ответа пользователя на задачу: непрерывная, основанная на предположении о логнормальном распределении времени ответа студента на задание, и дискретная, основанная на анализе данных, полученных при обработке статистической информации. В качестве обоснования использования предложенных моделей проверена их корректность на статистических данных реально функционирующей СДО МАИ CLASS.NET. Сформулирована задача целочисленного стохастического программирования с вероятностным критерием. Для решения задачи в случае непрерывной модели времени ответа пользователя разработан алгоритм, основанный на идее метода ветвей и границ. В рассмотренном примере разработанный алгоритм позволил получить оптимальное решение значительно быстрее метода полного перебора с последующей проверкой всех детерминированных и вероятностного ограничений. В случае с дискретной моделью было получено оптимальное решение, совпадающее с полученным решением в случае непрерывной модели времени ответа.

Вторым этапом исследования является разработка инструмента формирования ограниченного по времени теста, планируемая к внедрению в СДО МАИ CLASS.NET. Для этого внесены изменения в программную составляющую системы. В системе добавлены возможности фиксирования времени ответа реальных пользователей на задания системы, что привело к изменению структуры базы данных СДО. На языке программирования PHP было разработано ПО, позволяющее получить информацию о работе пользователей из БД MySQL в форматированном виде. Используя средства вычислительного пакета MATLAB, разработана процедура, позволяющая получить оценки параметров непрерывной модели времени ответа. Также с помощью данной процедуры построены гистограммы для времени ответа на каждое задание курса, что позволило получить дискретную модель распределения времени ответа пользователя на задание курса.

Результатом выполненной работы является теоретически обоснованный, разработанный программный комплекс готовый к внедрению в СДО МАИ CLASS.NET.

About probabilistic optimization problem of formation of individual tests with a time limit and adding new features in LMS MAI CLASS.NET

Mkhitaryan G.A.
MAI, Moscow

The purpose of this work is to research and solve the problem of formation of limited-time test systems of distance learning based on information about the user response time on exercises.

The first stage of the research is theoretical substantiation and solving optimization problem. The paper considers the problem of formation of individual tasks with a time limit performance in distance learning system and the solution algorithm. Proposed the use of two models of the response time of the user to the problem: continuous based on the assumption of lognormal distribution response time student on the job, and the discrete, based on analysis of data obtained in the processing of statistical information. The rationale of using the proposed models checked for correctness in the statistics of a functioning LMS MAI CLASS.NET. Was formulated the problem of integer stochastic programming with probabilistic criteria. For solving the problem in the case of the continuous model of the response time was developed an algorithm based on the idea of the method of branch and bound. In this example, the algorithm developed allowed to get the optimal solution much faster than method of complete enumeration, followed by a test of deterministic and probabilistic restrictions. In the case of the discrete model was obtained optimal solution coincides with the solution obtained in the case of the continuous model of response time.

The second stage of the research is to develop a tool for the formation of a limited-time test, planned for implementation in LMS MAI CLASS.NET. To do this, were made changes in the software of the system. The system added the possibility of fixing the actual response time of users on the task. It led to a change in the database structure LMS. On the PHP programming language was developed software that allows obtaining information on the work of users from the MySQL database in a formatted form. Using the tools of computational package MATLAB, developed a program that allows obtaining estimates of the parameters of the continuous model of response time. Also, using this program was constructed histograms for the response time for each task of the course that allowed us to obtain a discrete model of distribution of response time to the user the task of the course.

The result of the work performed is theorized developed software package ready for implementation in the LMS MAI CLASS.NET.

Применение фильтров частиц для решения задачи оценивания состояния дискретных стохастических систем

Кудрявцева И.А., Насонова Л.Р.

МАИ, г. Москва

В работе рассматривается решение задачи оценивания состояния дискретной стохастической системы по результатам наблюдений с использованием четырех фильтров:

- расширенного фильтра Калмана (Extended Kalman Filter, EKF)
- ансцентного фильтра Калмана (Unscented Kalman Filter, UKF)
- Монте-Карло фильтра частиц (Monte-Carlo Particle Filter, MCPF)
- ансцентного фильтра частиц (Unscented Particle Filter, UPF).

Данная проблематика является актуальной, что подтверждает большое количество приложений во многих областях: теория стохастических систем управления, спутниковая навигация, процедуры обработки изображений и сигналов и др.

Предполагается, что модель объекта наблюдения и модель измерений нелинейные и аддитивные относительно случайного воздействия. Исследуются два случая: случайные воздействия подчинены гауссовскому закону распределения; случайные воздействия подчинены негауссовскому закону распределения.

Оптимальное решение задачи для линейной модели и аддитивных гауссовских шумов получают с использованием фильтра Калмана, если же модель нелинейна, а случайные воздействия подчинены гауссовскому закону распределения, то применяется расширенный фильтр Калмана. Если случайное воздействие подчинено негауссовскому закону распределения, целесообразнее использовать аппроксимационные методы, в том числе фильтры частиц.

Привлекательность применения алгоритмов фильтра частиц вызвана тем, что они сочетают байесовскую рекурсивную процедуру оценивания с методом Монте-Карло.

Для решения поставленной задачи создан программный комплекс с использованием среды MATLAB и Microsoft Visual Studio C# 2010. Получены и проанализированы результаты численного решения задачи на различных модельных примерах. Проведено сравнение результатов работы четырех фильтров, а также сравнение с результатами других авторов.

Для нелинейных моделей с гауссовским случайным воздействием наиболее корректные результаты получены при использовании алгоритмов EKF и UKF, а для моделей с негауссовским – MCPF и UPF.

Для использования алгоритмов фильтров частиц необходимы более мощные вычислительные ресурсы, чем для использования модификаций фильтра Калмана.

Solution of stochastic discrete filtering problem by using particle filters

Kudryavtseva I.A., Nasonova L.R.

MAI, Moscow

The solutions of stochastic discrete filtering problem by using Extended Kalman filter (EKF), Unscented Kalman filter (UKF), Monte-Carlo Particle filter (MCPF), Unscented Particle Filter (UPF) are presented.

Particle filter technique is becoming involved in many spheres of science: stochastic control theory, signal and image processing, satellite-based navigation system.

The mathematical model, including non-linear stochastic discrete state equation and measurement equation, is concerned. In the paper two cases are focused on: the process noise and the measurement noise are Gaussian and the process noise and the measurement noise are non-Gaussian.

Described task is solved by developed Software solution, based on MATLAB and Microsoft Visual Studio C# 2010 platforms. The results are compared to the results obtained earlier by other authors.

For non-linear models with Gaussian noises most correct results are obtained by using EKF and UKF techniques, and for non-Gaussian cases – MCPF and UPF techniques.

**Применение аппарата дуальных чисел при решении задач
оптимизации многовитковых межорбитальных перелетов
космического аппарата с электроракетной двигательной
установкой**

Николичев И.А.
МАИ, г. Москва

В данной работе рассматривается возможность применения аппарата дуальных чисел при решении задач оптимизации многовитковых межорбитальных перелетов космического аппарата с двигателями малой тяги. Как известно, при проведении необходимых вычислений в дуальных числах вместе со значением функции одновременно получается и значение ее производной. При этом точность вычисления производной равна точности вычисления функции. Тем самым появляется возможность реализации автоматического дифференцирования заданной функции совместно с определением ее значения.

Как правило, в задачах траекторной оптимизации межорбитального перелета КА с ЭРДУ для описания движения КА используется система уравнений в оскулирующих элементах. Это обеспечивает ряд преимуществ – и с точки зрения аналитического исследования задачи, и с точки зрения ее численного решения. Так, например, становится возможным применение асимптотических методов небесной механики, в частности метода усреднения. А малая скорость изменения фазовых переменных обеспечивает повышение вычислительной устойчивости при численном интегрировании на длительных интервалах времени.

Однако, правые части уравнений движения КА в оскулирующих элементах достаточно сложны. Это и приводит, особенно при учете действия на КА различного рода возмущений, к трудностям при рассмотрении соответствующих задач траекторной оптимизации. Эти трудности связаны с тем, что при решении оптимизационной проблемы в рамках формализма принципа максимума аналитическая запись правых частей сопряженной системы уравнений оказывается весьма затруднительной. Поэтому, в силу канонического формализма принципа максимума, весьма эффективным является применение автоматического дифференцирования с использованием дуальных чисел (с векторной дуальной частью) для вычисления правых частей уравнений системы оптимального движения КА.

В работе представлены результаты решения различных задач оптимизации многовитковых межорбитальных перелетов КА с электроракетной двигательной установкой с применением аппарата дуальных чисел. Модель движения КА учитывает влияние различных возмущений, таких как нецентрность гравитационного поля Земли,

возмущения от Луны, Солнца и т.д. Рассматриваются перелеты между произвольными некомпланарными орбитами.

Application of the dual numbers for solving optimization problems of the multirevolutional interorbital flight of the spacecraft with electric propulsion system

Nikolichev I.A.

MAI, Moscow

In this paper we consider the possibility of using the device of dual numbers for solving optimization problems of the multirevolutional interorbital flights of the spacecraft with electric propulsion system. As you know, during the necessary calculations in dual numbers, together with the value of the function at the same time we can obtain the value of its derivative. The accuracy of calculation of the derivative is equal to the accuracy of calculation functions. Thus, there is the possibility of implementing automatic differentiation of the predetermined function jointly with the determination of its value.

As a rule, in the trajectory optimization problems coupled with the interorbital flights of the spacecraft with EPS the equations in the osculating elements is used to describe the motion of the spacecraft. This provides a number of advantages - in terms of an analytical study of the problem, and in terms of its numerical solution. Thus, it becomes possible to use the asymptotic method of celestial mechanics, in particular the method of averaging. A low rate of change of phase variables enhances computational stability in the numerical integration over long periods of time.

However, the right sides of the equations of motion of spacecraft in osculating elements are quite complex. This leads, especially when we taking into account the effects of the different disturbances, to the difficulties in the consideration of the relevant tasks trajectory optimization. These difficulties stem from the fact that when we are solving optimization problems in the framework of the formalism of the principle of maximum, the analytical obtain of the right sides of the adjoint system of equations is very difficult. Therefore, in view of the canonical formalism of the maximum principle, very effective is the use of automatic differentiation using dual numbers (with dual vector part) to calculate the right-hand sides of equations of optimal motion of spacecraft.

The results of solving various optimization problems of the multirevolutional interorbital flights of the spacecraft with electric propulsion system with using the device of dual numbers are considered. The mathematical model takes into account the motion of spacecraft with influence of various disturbances such as non-centrality of the gravitational

field of the Earth, the perturbations from the Moon, the Sun, etc. We consider the flights between arbitrary non-coplanar orbits.

Математическое моделирование распределения химических веществ, загрязняющих воздух герметичных помещений и пилотируемых космических аппаратов (ПКА)

Озеров Д.С., Носовский А.М., Мухамедиева Л.Н.
ИМБП РАН, г. Москва

Математическое моделирование закономерности распределения концентраций химических веществ, в воздухе герметичных помещений и пилотируемых космических аппаратов (ПКА), основано на статистическом анализе результатов 15-ти летнего мониторинга летучих органических соединений в воздухе МКС (всего около 12 000 измеренных концентраций).

Пробы воздуха отбирались и доставлялись на Землю в сорбентных пробозаборниках АК-1М, разработанных специалистами ИМБП и РКК «Энергия». Анализ проб проводился в ГНЦ РФ ИМБП РАН методами: газовой хроматографии и хроматомасс-спектрометрии.

При статистическом анализе идентифицированных химических веществ, установлены следующие особенности их распределения в воздухе МКС: положительная асимметрия, островершинность плотности распределения. Впервые установлен логнормальный характер распределения веществ, что согласуется с закономерностями установленными для атмосферного воздуха и воздуха рабочей зоны. Логнормальный характер распределения концентраций вредных веществ в воздухе МКС, а также соотношение усредненных концентраций различных периодов осреднения (10: 3: 1,5: 1), свидетельствуют о неравномерности распределения загрязняющих веществ в воздухе гермообъектов и ПКА, возможности образования «застойных» зон.

Установление соотношения усредненных концентраций различных периодов осреднения в помещении с практически 100% рециркуляцией воздуха, имеет важное прикладное значение, которое необходимо учитывать при проектировании систем жизнеобеспечения (систем вентиляции и очистки воздушной среды) длительно функционирующих пилотируемых станций.

A study of the statistical distribution of chemical pollutants in air of pressurized objects and manned spacecrafts

Ozerov D.S., Nosovsky A.M., Mukhamedieva L.N.
IBMP RAS, Moscow

The statistical distribution of chemicals in the air of pressurized objects and manned spacecrafts has been investigated. The data was collected during a 15-year monitoring of volatile organic compounds in the air onboard the ISS (about 12,000 measured concentrations of chemicals). Air samples were collected and delivered to Earth in the sorbent samplers (AK-1M), which are specifically designed for space stations by Institute of Bio Medical Problems (IBMP) and RSC "Energia". Sample analysis was carried out in the IBMP using the gas chromatography and mass spectrometry methods.

Statistical analysis of the identified chemicals showed the following features of their distributions in the ISS air: positive asymmetry and peakedness of density distribution. It was established that the distribution is not normal and is very close to lognormal. This is consistent with the statistical distributions established for ambient air and the air of working zone. Lognormal distribution of chemicals in the ISS air, as well as the ratio of average concentrations between different averaging periods (10: 3: 1,5: 1) showed an uneven distribution of pollutants in the air of pressurized objects and manned spacecrafts. This indicates the possibility of formation of "stagnant" zones.

Established relations of average concentrations for different averaging periods onboard the ISS with almost 100% air recirculation has great practical importance, which must be considered when designing life-support systems (ventilation and air cleaning) for long operating manned stations.

Асимптотическая стабилизация спутника с упругой штангой при наличии случайных возмущений

Онегин Е.Е.
МАИ, ИПУ РАН, г. Москва

В работе рассматривается задача оптимальной стабилизации спутника с упругой штангой на неограниченном интервале времени. Заданы дифференциальные уравнения движения спутника в плоскости. Предполагается, что на систему действуют случайные возмущения, которые имеют смысл неточности модели и управления. Необходимо найти такое управление, которое стабилизирует систему за неограниченное время, оптимально относительно квадратичного критерия качества управления.

Решение основано на методе функций Ляпунова-Лагранжа, который является обобщением метода функций Кротова на системы,

описываемые стохастическим дифференциальным уравнением Ито. Линеаризованная система уравнений движения спутника является системой стационарных квазилинейных стохастических дифференциальных уравнений. В этом случае при помощи указанного метода задача сводится к решению нелинейного матричного уравнения.

В результате получены коэффициенты линейного стационарного регулятора и оптимальное значение критерия. Произведено моделирование поведения системы с полученным управлением и при наличии случайных возмущений.

Asymptotic stabilization of a flexible satellite with stochastic disturbances

Onegin E. E.

MAI, ICS RAS, Moscow

An optimal stabilization problem for a flexible satellite on the infinite time interval is considered. The differential equations of satellite movement is set. It is assumed that the system is influenced by stochastic disturbances. These disturbances correspond model and control uncertainties. The goal is to find the control, which stabilizes the system on the infinite time interval and is optimal by means of the quadratic performance criterion.

The solution is based on the Lyapunov-Lagrange method. It generalizes the Krotov method for systems described by Ito stochastic differential equation. The linearized satellite movement system is a time-invariant stochastic differential quasi-linear system. In this situation the method reduce the initial issue to the problem of solving non-linear matrix equations.

As the result we find the optimal linear feedback control gain and the optimal performance value. The computer simulation of a flexible satellite movement is implemented.

Динамика твердого тела, движущегося по горизонтальной плоскости посредством перемещения внутренней массы

Панёв А. С.

МАИ, г. Москва

В работе рассматривается механическая система, состоящая из твердого тела (корпуса), находящегося на горизонтальной шероховатой плоскости, и материальной точки внутри тела (внутренней массы). Предполагается, что точка совершает относительное движение по окружности, центр которой совпадает с центром масс корпуса. Во все время движения внутренняя масса с внешней средой не взаимодействует. Будем считать, что относительное круговое движение точки совершается с постоянной угловой скоростью.

При определенных значениях параметров задачи относительное движение подвижной массы может вызвать движение корпуса по горизонтальной плоскости. Исследование характера такого движения представляет не только теоретический интерес, но может иметь и прикладное значение для создания мобильных устройств (вибрационных роботов), движущихся посредством перемещения внутренних масс. Преимущество таких устройств состоит в том, что они не требуют специальных движителей (колес, гусениц, ног и проч.) и могут быть выполнены в замкнутой оболочке, последнее обстоятельство делает их устойчивым к агрессивному воздействию внешней среды и позволяет применять, как на твердых поверхностях, так и в жидкостях. Такие устройства являются перспективными для современной космической отрасли. В частности, они могут найти применение при исследовании небесных тел.

В работе последовательно исследованы две модели трения между корпусом и опорой: модель сухого (кулоновского) трения, комбинированная модель сухого и вязкого трений. Кроме того проанализированы два варианта начальных условий, наложенных на корпус: состояние покоя и ненулевая скорость корпуса в начальный момент времени.

По результатам проведенных исследований были установлены различные виды горизонтального движения. Аналитически определены критерии существования различных режимов движения и произведен качественный анализ скорости и перемещения тела по поверхности. Определены периодические режимы движения, доказана их асимптотическая устойчивость (только для модели сухого трения).

Dynamics of a rigid body moving on a horizontal plane by the internal mass moving

Panev A.S.
MAI, Moscow

The paper deals with the mechanical system consisting of a solid body (the body), located on a horizontal plane, and the material point inside the body (internal mass). It is assumed that the point performs relative movement along a circle whose center coincides with the solidbody's center mass. Internal mass doesn't react with external environment during all the time. We assume that the motion of a point on the arc takes place at a constant angular velocity.

For certain values of the parameters relative movement of the movable mass can cause the movement of the body on a horizontal plane. Study the nature of such a movement is not only of theoretical interest, but may also have practical significance for the development of mobile devices (vibrating robots) moving by moving the internal mass. Study the nature of this motion

is not only of theoretical interest, but may also have practical significance for the development of mobile devices (vibrating robots) moving by the internal mass moving. The advantage of such devices is that they do not require special propulsion (wheels, tracks, legs, and so forth.) And can be performed in an enclosure, the latter fact makes them resistant to attack by the external environment and allows to apply, on solid surfaces, and in liquids. Such devices are promising for the modern space industry. In particular, they may find use in the study of the heavenly bodies.

Two models of friction between the body and horizontal plane: the model dry (coulomb friction) and combined model dry and viscous friction are investigated in this paper. Also analyzed two variants of initial conditions imposed on the body: a state of rest and non-zero velocity of the body at the initial time.

The results of the research were established various types of horizontal motion. Analytically, the criteria of the existence of different modes of motion and made a qualitative analysis of the speed and movement of the body surface. Periodic modes of motion were defined and their asymptotic stability was proved (only for dry friction).

Библиотека аппроксимационных алгоритмов в имитационно-моделирующей системе сложных гетерогенных комплексов

Петрунина Е.В.

ПГУ, г. Пенза

Целью данной работы является создание библиотеки алгоритмов и программ, реализующих аппроксимационные методы, используемые для решения задач имитационного моделирования функционально-логических процессов в сложных гетерогенных комплексах.

Современные практические задачи моделирования сложных технических систем связаны с аппроксимацией многокритериальных многоэкстремальных функций.

Информационная технология моделирования сложных систем включает методики статистического анализа исходных данных, реализующие традиционные статистические процедуры. Наличие прикладных адаптивных библиотек дает возможность использовать готовые и проверенные решения, не вдаваясь в их математические детали, что позволяет повысить скорость обработки исходной информации.

В данной работе предлагается новый подход в технологии моделирования, который включает аппроксимационные методы анализа исходных данных, использующие функции специального вида для обработки параметров многомерных многоэкстремальных функций, интерпретирующих пространственно-распределённые случайные

процессы. Особенностью данного подхода является использование метода аппроксимации комплектами многоэкстремальных функций, отличающийся возможностью применения параметрического механизма выбора функций специального вида.

Результатом данной работы является библиотека алгоритмов и программ, которая практически реализована в качестве составного компонента информационно-моделирующей системы многоцелевой заправочно-нейтрализационной станции, предназначенной для реализации и ведения имитационных и аппроксимационных моделей технологического оборудования заправочной станции, для обработки экспериментальных и эмпирических данных, подготовленных для моделирования технологических процессов, а также для обработки результатов экологического контроля и мониторинга.

Адаптация к классам задач, критериям и процедурам поиска результата основана на трех механизмах: процедурном, параметрическом и комбинированном настройки процессов вычислений.

В ходе эксплуатации информационно-моделирующей системы были получены результаты, позволившие подтвердить корректность предложенного подхода, а также эффективность разработанных аппроксимационных моделей и их практическую применимость.

Adaptation library of approximation algorithms in simulation modeling technology for complex systems

Petrulina E. V.

PSU, Penza

The focus of this study is to create a daptation library of approximation algorithms and programs. They are used as estimation tools in place of the statistical methods for multi-functional information modeling system for implementation and maintaining surrogate models while processing equipment of the multi-purpose filling and neutralizing station.

The need of multi-extremum function approximation arises in many branches of complex modelling in engineering systems. Simulation technology of complex systems includes approximation methods as estimation tools. The adaptation library of algorithms and programs provides the realization of surrogate based modeling technique using approximation methods.

In general, a function approximation problem requires us to select a function among a well-defined class that closely matches or approximates the function. In this study, we propose the new approach of surrogate modelling technique based on approximation method with sets of the multi-extremum

functions. The set of multi-extremum functions are chosen as the basic set in accordance of the physical nature of simulation process.

The multi-functional information modeling system for implementation and maintaining surrogate models while processing equipment of the multi-purpose filling and neutralizing station consists from two main components: the adaptation library of algorithms and programs and simulation shell.

The special models library created for simulation various classes of problems: creation and implementation of surrogate models of elements and units of processing equipment; research of characteristics and parameters of elements and units; modeling of impact of objects of processing equipment on environment.

Adaptation to the classes of problems is based on selection methods of calculation process (procedural, parametric and composite). The parametrical mechanism uses a method of a group variation of parameters for approximation of basic data. It results in increasing degrees of freedom for selecting the parameters and enhances simulation results the reliability.

More than two hundreds created approximate models and algorithms are integrated in this special models library.

The result of this work is the information modeling system that allowed to carry out the analysis of work of processing equipment.

Ламинарно-турбулентный переход – состояние вопроса и проблемы

Плагонов И.М., Быков Л.В., Молчанов А.М.

МАИ, г. Москва

Для решения постоянно расширяющегося круга задач, возлагаемых на авиационную и ракетно-космическую технику, все более актуальными становятся достижение гиперзвуковых скоростей полета летательных аппаратов. К сожалению, многие процессы, происходящие при гиперзвуковых скоростях полета, на сегодняшний момент плохо изучены. Одной из таких проблем является ламинарно-турбулентный переход в гиперзвуковом пограничном слое. Возникновение турбулентности в пограничном слое приводит к ухудшению аэродинамических характеристик летательных аппаратов (ЛА), стремительному возрастанию тепловых нагрузок на элементы их конструкций, что требует обеспечения адекватной тепловой защиты, и как следствие, увеличения массы ЛА.

Исторически сложилось, что область потери устойчивости ламинарного пограничного слоя – ламинарно-турбулентный переход, определялась эмпирически. Наиболее известным критерием возникновения турбулентности является число Рейнольдса. Оно зависит от скорости набегающего потока и характерного размера тела. Ламинарно-турбулентный переход наступает при достижении числом

Рейнольдса своего критического значения (Рекр). Следует отметить, что каждой конкретной геометрии обтекаемого тела и течению с характерными особенностями соответствует свое Рекр, определяемое, как правило, по результатам эксперимента. Таким же образом применяют и, т.н. e-N-метод.

У таких подходов имеется ряд серьезных ограничений и допущений, которые вызывают проблемы при попытке обобщения широкого круга прикладных задач.

При довольно быстром темпе развития компьютерных аппаратных мощностей и технологий, альтернативой или дополнением к эксперименту может стать численный эксперимент. Для составления математической модели, которая с достаточной точностью описывала бы гиперзвуковое пристеночное течение, необходимо предварительно выполнить большой объем экспериментальных и теоретических работ, которые позволят проанализировать происходящие в гиперзвуковом пограничном слое процессы, а также влияющие на них факторы.

В данной работе представлен обзор наиболее значимых отечественных и зарубежных исследований в области устойчивости гиперзвукового пограничного слоя, сделано обобщение изложенной в них информации. Представлены наиболее перспективные направления дальнейших научных исследований с целью достижения более глубокого понимания природы стабильности пограничного слоя, потери его устойчивости и распада до турбулентности.

Laminar-turbulent transition – advancements and problems

Platonov I.M., Bykov L.V., Molchanov A.M.

MAI, Moscow

In order to overcome a constantly expanding list of challenges, encountered by aviation and space-rocket machinery, it is more topical than ever to achieve hypersonic speeds of flight. Unfortunately, many of the processes occurring during hypersonic flight are to date poorly understood. One such process is laminar-turbulent transition of hypersonic boundary layer. Development of turbulence in a boundary layer is fraught with aircraft aerodynamics deterioration, and swift increase of heat loads on construction elements, which demands providing adequate thermal protection, and as a result, increase of gross weight.

Historically the area of instability in laminar boundary layers – laminar-turbulent transition was determined empirically. The most famous criterion of turbulence emergence is the Reynolds number. It depends on incoming flow speed and body characteristic size. Laminar-turbulent transition usually occurs when Reynolds number reaches its critical value. It is worth noting that each individual streamlined body form has its own critical Reynolds

number, generally determined by an experiment. Similarly is being applied the so-called e-N-method.

Nevertheless, such approaches are teeming with simplifications and restrictions, which cause difficulties when trying to generalize a broad range of objectives.

With the rapid advancement of hardware capacities and computer technologies, an alternative or compliment to the experiment may arise, known as numerical simulation. To present a mathematical model that would adequately describe a hypersonic boundary layer flow, it is necessary to conduct a vast number of experimental and theoretical works, which in turn may enable to analyze the processes occurring in a hypersonic boundary layer and the factors affecting them.

This paper presents a review of the most significant domestic and foreign studies in hypersonic boundary layer stability, a generalization done of information present there. Shown are the most promising areas of future scientific work with the aim in more fundamental understanding of the nature of boundary layer stability, its destabilization and breakdown to turbulence.

Применение оптимальных линейных преобразований для идентификации производных коэффициентов аэродинамических сил и моментов продольного движения ЛА

Поплавский Б.К., Сироткин Г.Н., Беляев В.П., Кухаренко Н.И.
ЛИИ им. М.М. Громова, г. Жуковский

В докладе рассмотрены методы отдельного оценивания производных аэродинамических коэффициентов сил и моментов с предварительной оценкой суммарной тяги двигателей ВС по измерениям составляющих перегрузки, высотно-скоростных параметров, углов и угловых скоростей при наличии линейной связи между переменными состояния, используемыми в математической модели движения. Метод основан на предварительном преобразовании математической модели и применении к результатам измерений оптимальных инвариантных линейных преобразований дискретной информации на скользящем базовом интервале. Решение задачи отдельного определения производных аэродинамических коэффициентов рассмотрено на примере оценки коэффициентов линейной математической модели продольного короткопериодического движения ЛА. Отработка методов оценивания коэффициентов аэродинамических сил и моментов с выделением силы тяги двигателей выполнялась по материалам летных испытаний и данным моделирования движения ВС.

The optimal linear transformation application to the identification of derivatives of aerodynamic forces and moments' coefficients for the aircraft longitudinal movement

Poplavski B.K., Sirotkin G.N., Beliayev V.P., Kukharenko N.I.
Flight Research Institute, Zhukovsky

The report treats the methods of separate (decoupled) derivatives' evaluation of aerodynamic quotients of force and moments, including preliminary assessment of summary aircraft engine thrust made on the measured load components, speed, altitude, angles and angular velocity parameters for the case of linear interrelation of the state variables used in the aircraft motion mathematical models.

The method is based on the preliminary transformation of mathematical models together with optimal invariant linear transformations of discrete data on a shifting basic interval applied to the measurements. The way the task of separate determination of aerodynamic coefficients' derivatives is solved may be seen at the example of estimation linear model quotients for aircraft short-period longitudinal motion. The methods of aerodynamic force and moment coefficients' estimation by singling out the engine thrust component were worked out on the basis of flight testing and aircraft motion simulation data.

Влияние эффектов дисперсии при коллективном взаимодействии частиц

Прозорова Э.В.
СПбГУ, г. Санкт-Петербург

Рассматриваются эффекты влияния момента количества движения, запаздывания и положения центра инерции элементарного объема в механике, включая квантовую механику. В классической механике сплошной среды сложилось мнение о малом влиянии моментов относительно вклада поверхностных сил, так как их действие имеет объемный характер. Однако для длинных тел и при больших градиентах параметров вклад значителен и может быть причиной неустойчивостей, приводящих к изменению структуры течения или разрушению твердого тела. Ранее нами эффекты изучались теоретически, был получен несимметричный тензор напряжений для бесструктурных частиц и указан метод учета несимметричной части тензора. Вывод модифицированных уравнений базировался на кинетической теории с разрешением парадокса Д. Гильберта. Элементарный объем может или сам вращаться вокруг оси инерции или быть вовлеченным во вращательное движение. В том и другом случаях поток плотности через границу изменяется за счет поворота элементарного объема. Часто считается, что для обеспечения правильности расчетов, например,

потенциалов взаимодействия в твердом теле или плазме достаточно остановиться на учете попарного взаимодействия частиц. Это правильно, если рассматривается потенциал для равновесных условий. В неравновесных условиях: образование трещин, возмущения в плазме, и т.д. проявляются коллективные эффекты взаимодействия за счет образования неравномерных распределений физических величин. При механическом воздействии на кристаллические тела (сжатие, растяжение) перестраивается кристаллическая решетка и распределение электронов внутри объема и на поверхности. На наш взгляд неточность возникает при расчете функции Лагранжа частиц как суммы попарно взаимодействующих частиц. Положение оси инерции при равновесных условиях и при неравновесных условиях различно, что и обуславливает наличие коллективных эффектов.

Dispersion effects at the collective interaction of particles

Prozorova E.V.

SPbSU, St. Petersburg

Effects influence of the angular momentum, the delay and position of the axis of inertia (center of mass) of elementary volume in mechanics, including in quantum mechanics are considered. In classical continuum mechanics had an opinion about the small action of contribution the angular momentum relative contribution of surface forces since their action has a volume character. However, at long surfaces and large gradients parameters contribution is significant and may be the cause of instability, leading to changes in the flow structure or destruction of the solid. We early studied with theoretical methods the influence of these effects. Non symmetric stress tensor was obtained and was set method of accounting for the non-symmetric part of the tensor for particles without structure. The conclusion was based on the modified equations of the kinetic theory, for which it was suggested and was used the more precise asymptotic approach to the resolution of Hilbert's paradox. The elementary volume itself or may rotate around the axis of inertia or to be involved in the rotational movement. In both cases the flow density across the border is changing. It is often assumed that to ensure the accuracy of calculations, for example, the interaction potentials in a solid or plasma enough to stop on pairwise interactions of particles. This is correct if examines the potential for equilibrium conditions. In nonequilibrium conditions: cracks, perturbations in the plasma, etc. manifest the collective interaction effects due to the formation of uneven distribution of physical quantities. By mechanical action on the crystalline solids (compression, tension) rebuilt the crystal lattice and the distribution of electrons in the bulk and on the surface.

Нейросетевая модель адаптивного конечного автомата на основе гистерезисных микроансамблей

Простов Ю.С., Тюменцев Ю.В.

МАИ, г. Москва

На сегодняшний день требования, предъявляемые к перспективным типам летательных аппаратов (ЛА), таким как высокоавтономные беспилотные ЛА (БПЛА), предполагают развитие качественно новых подходов в области интеллектуальных систем управления и поддержки принятия решений. Необходимо не только обеспечить работоспособность в условиях шумов и неопределённостей, но и наделить объект управления некоторыми адаптивными свойствами, например способностью накапливать текущий опыт для корректировки дальнейших действий.

Многообещающим подходом в данном направлении является применение нейросетевых методов, которые показали свою эффективность при решении таких задач, как распознавание и классификация образов, идентификация систем, прогнозирование процессов и многие другие. В то же время, концепция детерминированных конечных автоматов (ДКА) давно зарекомендовала себя в области разработки систем управления сложными техническими объектами. Поэтому естественным образом возникает желание объединить оба подхода. Однако, как правило, рассматривают варианты объединения, когда нейронная сеть применяется для преобразования сырых входных данных в значения логических переменных ДКА.

Представляется перспективным объединение этих подходов путем реализации конечного автомата непосредственно в виде нейросетевой модели. Тогда текущее состояние автомата может быть представлено в виде активности элементов сети и, как следствие, быть учтено при разработке правил дообучения сети, действующих во время функционирования объекта. В этом случае появляется возможность корректировать связи, отвечающие как за распознавание образов, так и за логическую структуру ДКА.

Однако для многих нейросетевых моделей, реализующих ДКА, характерны проблемы устойчивости и накопления ошибок, а часть моделей требует предварительного обучения, не позволяя явно задать структуру автомата. Одним из вариантов решения этих проблем является использование нейросетевых моделей, обладающих свойством памяти, т.е. способных бесконечно длительное время сохранять текущее состояние в отсутствии входного сигнала.

В данной работе рассматривается метод явного построения ДКА на основе предложенной ранее модели гистерезисного микроансамбля [1]. Данная модель обладает не только необходимым свойством памяти, но

также способна дообучаться непосредственно в процессе функционирования, обеспечивая адаптивные свойства нейросетевого ДКА.

Prostov Yu.S., Tiumentsev Yu.V. A hysteresis micro ensemble as a basic element of an adaptive neural net // Optical Memory and Neural Networks (Information Optics). – 2015, Vol. 24, No. 2. – pp. 116-122.

Neural network model of adaptive finite state automaton based on hysteresis micro ensembles

Prostov Yu.S., Tiumentsev Yu.V.
MAI, Moscow

The necessity of a new approaches in the field of intelligent control systems and decision support in our days are caused by the requirements for promising types of aerial vehicles such as highly autonomous unmanned aircrafts. This modern systems must be robust for noise and uncertainty and futhermore must include adaptive capabilities such as ability to experience accumulation for the correction of a future decisions.

One of the most promising approaches in this field is based on using of artificial neural networks. They can effectively solve a variety of tasks like an object recognition and classification, system identification, data prediction, etc. At the same time the concept of deterministic finite state automaton (DFA) has long been used successfully in the development of control systems for complex vehicles. These approaches can be combined together. However, mostly neural networks are used as recognition subsystem only to convert the raw input data to the value from a set defined by DFA scheme.

It seems promising to implement finite state automaton directly in form of a neural network model. In such case a state of automaton can be represented as activity of neurons in a neural network. Therefore, it one can be taken into account when designing a re-learning rules working in "on-the-fly" fashion. As a result, corresponding to the pattern recognition and logical structure of the DFA connections can be corrected appropriately.

However, many neural network models that implement DFA has disadvantages such as error accumulation and instability in operation. Some of models could not be constructed explicitly from the DFA scheme and require a preliminary learning. One of possible solutions for these problems is the use of neural network models that has the property of memory which means the ability to save the current state endlessly during long time in the absence of an input signal.

We propose a method of an explicit construction of deterministic finite state automaton in the form of neural network based on the model of hysteresis micro ensemble [1]. This model has the necessary property of

memory, but also is capable of "on-the-fly" learning providing adaptive properties of the DFA implemented as the neural network.

I. Prostov Yu.S., Tiumentsev Yu.V. A hysteresis micro ensemble as a basic element of an adaptive neural net // *Optical Memory and Neural Networks (Information Optics)*. – 2015, Vol. 24, No. 2. – pp. 116-122.

Приближенное решение задач фильтрации и прогнозирования сигналов в стохастических системах с непрерывным временем

Рыбаков К.А.
МАИ, г. Москва

Рассматриваются задачи оптимальной фильтрации и прогнозирования в стохастических системах диффузионного, скачкообразного или диффузионно-скачкообразного типов. Тип системы определяется моделью объекта наблюдения, она описывается стохастическим дифференциальным уравнением, содержащим соответственно только диффузионную компоненту, только скачкообразную компоненту или обе компоненты. Модель измерительной системы задается стохастическим дифференциальным уравнением, содержащим только диффузионную компоненту. Задачи оптимальной фильтрации и прогнозирования состоят в нахождении апостериорных плотностей вероятности вектора состояния объекта наблюдения в текущий и будущий моменты времени по результатам измерений этого вектора состояния, имеющимся к текущему моменту времени.

На этапе фильтрации предлагается использовать робастное уравнение Дункана–Мортенсена–Закаи, а на этапе прогнозирования – уравнение Фоккера–Планка–Колмогорова для систем диффузионного типа или уравнение Колмогорова–Феллера для систем скачкообразного и диффузионно–скачкообразного типов. Перечисленные уравнения линейны, поэтому они идеально подходят для применения спектральной формы математического описания, которая ранее использовалась для решения задач оптимальной фильтрации [1, 2], а также задач анализа в стохастических системах диффузионного или диффузионно-скачкообразного типов [3]. На ее основе разработаны спектральные методы оптимальной фильтрации и прогнозирования в стохастических системах диффузионного, скачкообразного или диффузионно-скачкообразного типов.

Литература: [1]. Рыбаков К.А. О решении робастного уравнения Дункана–Мортенсена–Закаи для нестационарных систем // *Информационные и телекоммуникационные технологии*. – 2014, № 22. [2]. Рыбаков К.А. О решении уравнения Дункана–Мортенсена–Закаи для нестационарных систем диффузионно-скачкообразного типа спектральным методом // *Актуальные проблемы вычислительной и*

прикладной математики – 2015. Международная конференция, Новосибирск, 19–23 октября 2015 г.: Тр. конф. – Новосибирск, 2015. [3]. Пантелеев А.В., Рыбаков К.А., Сотскова И.Л. Спектральный метод анализа нелинейных стохастических систем управления. – М.: Вузовская книга, 2015.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект № 13-08-00323-а).

An approximate solution of filtration and extrapolation problems for continuous-time stochastic systems

Rybakov K.A.

MAI, Moscow

The problems of optimal filtration and extrapolation for diffusion, jump or jump-diffusion stochastic systems are considered. The type of stochastic system is determined by the observation object model, it is described by a stochastic differential equation containing the diffusion component only, the jump component only or both components, respectively. The measuring system model is given by a stochastic differential equation containing only the diffusion component. The problems of optimal filtration and extrapolation are to find the posterior probability densities of the state vector in the current and future time moments based on the measurements available to the current time.

It is proposed to solve the robust Duncan–Mortensen–Zakai equation for the filtration problem and the Fokker–Planck–Kolmogorov equation (diffusion systems) or the Kolmogorov–Feller equation (jump or jump-diffusion stochastic systems) for the extrapolation problem. These equations are linear, so they are ideal to use the spectral form of mathematical description (the spectral method), which was previously used for solving optimal filtration problem [1, 2], as well as for solving analysis problem for stochastic systems [3]. The spectral methods of optimal filtration and extrapolation for diffusion, jump or jump-diffusion stochastic systems are presented in this work.

References: [1]. Rybakov K.A. Solving robust Duncan–Mortensen–Zakai equation for nonstationary systems // Information and Telecommunication Technologies. – 2014, № 22. [2]. Rybakov K.A. The solution of Duncan–Mortensen–Zakai equation for nonstationary jump-diffusion systems by spectral method // Actual Problems of Computational and Applied Mathematics – 2015. International Conference, Novosibirsk, October 19–23, 2015: Proc. Conf. – Novosibirsk, 2015. [3]. Panteleev A.V., Rybakov K.A., Sotskova I.L. Spectral Method of Nonlinear Stochastic Control System Analysis. – М.: University Book, 2015.

This work is supported by RFBR grant 13-08-00323-a.

Математическое моделирование процедур синтеза контрольно-диагностических алгоритмов в реконфигурируемой системе функционального контроля и диагностики бортового комплекса управления космического аппарата

Савкин Л.В.

НПО им. С.А. Лавочкина, г. Химки

В работе приводятся результаты математического моделирования процедур синтеза алгоритмов диагностики и контроля бортового комплекса управления (БКУ) космического аппарата (КА) в реконфигурируемом вычислительном поле (РВП) ранее предложенной системы функционального контроля и диагностики (СФКД).

Целью работы является разработка и исследование эффективных способов аппаратной реализации синтезированных вероятностно-статистических, логических (бинарных и тернарных) и комбинированных алгоритмов бортового диагностирования БКУ КА на базе выделенных фрагментов РВП СФКД. Математическая формализация процедур синтеза основана на использовании ранее предложенного для описания процессов формирования аппаратных уровней диагностических моделей БКУ КА метода конфигурационных функций.

В качестве основных полученных результатов в докладе приводятся три способа задания конфигурационных функций, описывающих особенности аппаратной реализации синтезированных диагностических моделей в РВП СФКД.

Первый способ основан на описании процедур синтеза контрольно-диагностических алгоритмов БКУ с помощью общей конфигурационной функции РВП $K(2)$, описывающей второй условный аппаратный уровень РВП СФКД ($q = 2$). Показана возможность распространения данного способа применительно к большинству типов современных программируемых логических интегральных схем (ПЛИС) класса FPGA с островным типом аппаратной архитектуры.

Второй способ заключается в описании синтезированных контрольно-диагностических алгоритмов БКУ по принципу вложенных матричных наборов функциональных элементов в РВП СФКД и удобен для моделирования фрагментов РВП, построенных на базе ПЛИС класса FPGA с иерархическим типом архитектуры.

Третий способ основан на использовании гибридных диагностических моделей включающих конфигурационные наборы второго условного аппаратного уровня ($q = 2$) и вложенные матричные наборы, начиная от уровня коммутируемых логических блоков.

Проводится сравнительный анализ преимуществ и недостатков предложенных способов задания конфигурационных функций,

описывающих процедуры синтеза контрольно-диагностических алгоритмов БКУ КА.

Mathematical modeling the procedures of synthesis monitoring and diagnostic algorithms in spacecraft onboard control complex reconfigurable system of the functional monitoring and diagnostics

Savkin L.V.

Lavochkin Association, Khimki

In operation results of mathematical modeling the procedures of synthesis diagnostics and monitoring algorithms for spacecraft onboard control complex (OCC) in the reconfigurable computing field (RCF) of earlier offered functional monitoring and diagnostics system (FMDS) are given.

The purpose of operation is development and research of the effective methods of hardware implementation synthesized probable and statistical, logical (binary and ternary) and combined algorithms to onboard diagnosing of spacecraft OCC on the basis of the selected fragments RCF FMDS. Mathematical formalization the procedures of synthesis is based on use of the method of configuration functions which is earlier offered for descriptions process of formation hardware levels of the diagnostic models spacecraft OCC.

Three methods of the job the configuration functions for describing features of the hardware implementation synthesized diagnostic models in RCF FMDS are given as the main received results in the report.

The first method is based on the description of procedures synthesis monitoring and diagnostic algorithms of OCC by means general configuration function of the RCF $K(2)$ which describing the second conditional hardware level of RCF FMDS ($q = 2$). Possibility of distribution this method for relation in the majority of types the modern programmable logic integrated circuits (PLIC) class FPGA with island type of the hardware architecture is shown.

The second method consists in the description of the synthesized monitoring and diagnostic algorithms of OCC by the principle of nested matrix sets of the functional elements in RCF FMDS and is convenient for simulation a fragments of RCF constructed on basis PLIC class FPGA with hierarchical type of architecture.

The third method is based on use of the hybrid diagnostic models including configuration sets of the second conditional hardware level ($q = 2$) and nested matrix sets. In both cases numbering is carried out from level beginning from the level of the switched logic blocks.

The comparative analysis of advantages and shortcomings of the offered methods the job of the configuration functions which describing procedures

synthesis of monitoring and diagnostic algorithms for spacecraft OCC is carried out.

Периодические движения гамильтоновой системы при наличии двойного резонанса третьего порядка и их устойчивость

Сафонов А.И.
МАИ, г. Москва

Исследуются движения неавтономной 2π -периодической по времени гамильтоновой системы с двумя степенями свободы в окрестности тривиального положения равновесия, устойчивого в линейном приближении. Предполагается, что в системе реализуется двойной (основной и комбинационный) резонанс третьего порядка, но при этом соответствующие резонансные слагаемые малы.

Ранее показано [1], что в случае двойного резонанса третьего порядка тривиальное положение равновесия системы неустойчиво. Цель данной работы — решение вопроса о существовании и устойчивости периодических движений системы в малой окрестности этого равновесия. При помощи ряда канонических замен переменных проведена нормализация гамильтониана возмущенного движения до членов четвертой степени включительно относительно возмущений с учетом имеющихся резонансов. Получены характерные гамильтонианы двух типов.

В плоскости параметров задачи выделены области с различным числом положений равновесия соответствующих приближенных (модельных) гамильтонианов. Исследован вопрос об устойчивости найденных положений равновесия. Достаточные условия устойчивости искались как условия знакоопределенности квадратичных частей соответствующих гамильтонианов возмущенного движения. Необходимые условия устойчивости получены путем исследования корней характеристических уравнений линеаризованных уравнений возмущенного движения.

Каждому отличному от тривиального положению равновесия модельной системы соответствует единственное, аналитическое по малому параметру периодическое (с периодом 12π) движение полной системы. При этом положениям равновесия, для которых выполнены достаточные и (или) необходимые условия устойчивости, соответствуют устойчивые в линейном приближении периодические движения, а неустойчивым положениям равновесия — неустойчивые периодические движения. В частности, найдены условия, при которых в системе в малой окрестности неустойчивого, при наличии двойного резонанса третьего порядка, положения равновесия имеются устойчивые (в линейном приближении) периодические движения.

Работа выполнена при финансовой поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (проект 14-01-00380) и программы «Государственная поддержка ведущих научных школ» (НШ-2363.2014.1).

Литература

1. Холостова О.В. О движении гамильтоновой системы с двумя степенями свободы при наличии кратных резонансов третьего порядка // Нелинейная динамика. 2012. Т. 8. №2. С. 267 – 288.

Periodic motions of Hamiltonian system in the presence of double resonance of the third order and their stability

Safonov A.I.
MAI, Moscow

We consider the motions of a non-autonomous time-periodic two-degree-of-freedom Hamiltonian system in the neighborhood of the trivial equilibrium position in the linear approaching. We assume that the double (main and Raman) third-order resonance occurred in the system. The resonant coefficients are assumed to be small.

Previously it was shown [1] that in the case of double resonance of the third order the trivial equilibrium position of the system is unstable. The purpose of this work is studying the problem of existence and stability of periodic motions of the system in a small neighborhood of the equilibrium. By means of series canonical changes of variables the normalization of the Hamiltonian of perturbed motion up members to the fourth degree inclusive with respect to disturbance taking into account existing resonances has been performed. Two typical Hamiltonians are obtained.

In the plane of the parameters, we highlighted areas with different number of the equilibrium position corresponding to approximate (model) Hamiltonians. The problem of the stability of the found equilibrium positions is investigated. Sufficient conditions for stability were sought as conditions of sign-definiteness of the quadratic relevant parts of the Hamiltonians of the perturbed motion. We are obtained necessary conditions for stability by examining the roots of the characteristic equations of the linearized equations of perturbed motion.

Each non-trivial the equilibrium position of model system corresponds to the only motion of the full system, analytical by small parameter a periodic (with a period of 12π). The position of the equilibrium for which the sufficient and (or) the necessary conditions for stability, consistent stable in the linear approximation, periodic motions, and unstable equilibrium positions - unstable periodic motion. In particular, it found the conditions under which the system in a small neighborhood of the unstable in the presence of the

double resonance of the third order are stable equilibrium position (in the linear approximation) periodic motion.

This work is supported by the Russian Foundation for Basic Research (project 14-01-00380) and by “State support of leading scientific schools” (SS-2363.2014.1).

Reference

1. Kholostova, O. V. On the motion of a Hamiltonian system with two degrees of freedom in the presence of multiple resonances of the third order // Nonlinear dynamics. 2012. Vol. 8. No. 2. P. 267 – 288.

Разработка и исследование характеристик системы позиционирования с интегрированным каналом передачи данных

Серкин Ф.Б.
МАИ, г. Москва

Последние годы многие компании занимаются разработкой и исследованием методов развертывания системы, позволяющей определять свое местоположение не только на определенном участке вне помещений, но и внутри помещений. Основным требованием, предъявляемым к подобным системам, является обеспечение стабильной работы в условиях многолучевости, характерной для офисных или промышленных помещений. На основе анализа существующих систем предложены методы реализации системы, совмещающей возможности высокоскоростного локального местоопределения и высокоскоростной передачи данных, выбран один из предлагаемых методов, отражающий особенности, характерные для всех предложенных, и с помощью средств MATLAB/Simulink проведено имитационное моделирование. Результаты моделирования показывают, что навигационная составляющая системы не влияет на качество работы информационного канала, а также при наличии многолучевости, характерной для офисных помещений ошибки при позиционировании по кодовым измерениям не превышают 4.21 м и имеют СКО менее 0.62 м, а по фазовым не превышают 0.29 м и имеют СКО менее 0.1 м. В ходе моделирования были выявлены характерные особенности функционирования совмещенной системы, требующие более глубокого исследования. Для адаптивного управления модуляционно-кодовыми схемами информационного канала, а также для исключения из обработки искаженных вследствие низкого отношения сигнал/шум измерений был проведен сравнительный анализ алгоритмов оценки отношения сигнал/шум. Кроме того, было замечено, что при высоких значениях сигнал/шум на измерения начинают влиять эффекты квантования частоты в цифровых синтезаторах частоты петель слежения. Был проведен анализ различных схем построения ЦСЧ и

выявлена наиболее эффективная в плане подавления данных эффектов схема. Поскольку многолучевость в реальных условиях может отличаться от заданной в модели, был разработан экспериментальный прототип совмещенной системы и проведены эксперименты в небольшом офисном помещении при наличии железных конструкций и стен вблизи траектории движения приемника. Рассматривалось два случая: «короткие» перемещения (порядка 20 см) и «длинные» (порядка 20 м). Таким образом, для «коротких» перемещений ошибки определения позиции по кодовым измерениям не превышают 3.38 м и имеют СКО менее 0.53 м, а по фазовым не превышают 0.11 м и имеют СКО менее 0.04 м. Следует отметить, что возвращение в начальную точку по фазовым измерениям оценено с ошибкой 1.5 см. Для «длинных» перемещений ошибки определения позиции по фазовым измерениям не превышают 1.94 м и имеют СКО менее 0.81 м. Возвращение в начальную точку оценено с ошибкой 23 см. Кодовые измерения имеют ошибки более 5 метров.

Research and development of positioning system with integrated communication channel

Serkin F.B.

MAI, Moscow

In recent years many companies engaged in the research and development of methods that allow positioning in outdoor and indoor conditions. The most difficult requirement for that systems is to ensure the stable operation under severe multipath conditions which is typical for office or industrial space. State-of-art systems were analyzed and new methods which allow integration of high throughput communication and high precision navigation channels are proposed. For MATLAB/Simulink simulation was chosen one most general of the proposed methods. Simulation results show that the navigation channel of the system does not affect the quality of the information channel. Also results show that in presence of multipath fading and using code measurements for positioning maximum errors are lower than 4.21 m, and STD are lower than 0.62 m. If phase measurements are used, maximum errors are lower than 0.29 m, and STD are lower than 0.1 m. Specific features that require more in-depth research were revealed during the simulation. The comparative analysis of signal-to-noise ratio estimators was held to choose the algorithm for adaptive modulation-coding scheme control used to achieve best possible quality in the information channel. Also was observed that high signal-to-noise ratios lead to the fact that frequency quantization errors in digital synthesizers become more conspicuous. Several realization schemes of digital synthesizers were analyzed in current work. In real world multipath conditions can vary depending on area where the system is working. The full-

functional real-time system prototype based on software-defined radio technology was developed to perform experiments in real office environment. Two cases was chosen: short movement (about 20 cm) and long movement (about 20 m). Results show that in case of short movement positioning errors for code measurements are lower than 3.38 m and have STD lower than 0.53 m. If phase measurements are used, error are lower than 0.11 m, and STD lower than 0.04 m. Come back to start point performed with 1.5 cm error. In case of long movement positioning errors on phase measurements are lower than 1.94 m, and STD lower than 0.81 m. Come back to start point performed with 23 cm error. Code measurements have errors more than 5 meters.

Применение непрерывно-дискретных нелинейных фильтров для автономного оценивания траектории спускаемого аппарата

Руденко Е.А., Федоров П.В.
МАИ, г. Москва

Рассматривается процесс аэродинамического торможения космического аппарата с малым коэффициентом качества в атмосфере Марса. Он описывается системой дифференциальных уравнений для скорости, угла наклона траектории и высота полета. Начальные условия входа в атмосферу являются случайными с большим разбросом, из-за чего априорный пакет возможных траекторий оказывается слишком широким. Для его сужения измеряются проекции вектора перегрузки на оси координат гиролатформы. Регистрация перегрузок осуществляется в дискретные моменты времени с аддитивными и мультипликативными случайными погрешностями. Требуется путем обработки этих измерений на борту аппарата в реальном масштабе времени получать как можно более точные оценки параметров траектории в каждый момент времени. Обычно для решения этой задачи применяют непрерывно-дискретную версию быстрого линейного фильтра Калмана. Для этого выполняют довольно грубую линеаризацию уравнений объекта и измерителя в окрестности номинальной траектории, что приводит к недостаточной точности оценивания.

В данной работе исследуется эффективность оперативного оценивания траектории нелинейными фильтрами. Это классическое конечномерное приближение к бесконечномерному абсолютно-оптимальному фильтру Стратоновича, известное как квазилинейный обобщенный фильтр Калмана, который основан на более точной линеаризации модели в окрестности оценки. Однако этот фильтр является довольно медленным, так как нахождение вектора оценки сопровождается ещё и вычислением матрицы апостериорных ковариаций.

Поэтому рассмотрено и подобное линеаризованное приближение к новому быстрому нелинейному фильтру оптимальной структуры, который является развитием конечномерного условно-оптимального фильтра Пугачёва. В этом субоптимальном алгоритме оценивания случайная матрица ковариаций заменяется детерминированной, что уменьшает трудоёмкость вычислений. Её значения вместе с другими числовыми параметрами фильтра находятся методом Монте-Карло заранее, до начала процесса оценивания. Такое статистическое моделирование объекта, измерителя и фильтра аналогично досрочному решению уравнения Риккати для матрицы ковариаций при построении линейного фильтра Калмана.

В докладе приводятся результаты сравнительного статистического моделирования указанных фильтров. При этом демонстрируются два вида фильтров оптимальной структуры – с непрерывным прогнозом между моментами измерений и с многоточечными дискретными прогнозами, количество которых можно изменять.

Application of continuous-discrete nonlinear filters for autonomous estimation of the lander trajectory

Rudenko E.A., Fedorov P.V.

MAI, Moscow

The process of aerodynamic brakeage of a spacecraft with low quality coefficient in Mars atmosphere is studied. It's described with differential equation system including speed, trajectory gradient and flight height. Initial conditions of atmosphere entry are random with high dispersion, therefore a priori cluster of probable trajectories occurs to be very wide. Load factor vector projections on a gyro platform axis are measured for cluster constriction. G-force registration arranges at discrete instants of time with additive and multiplicative random error. It's needed to treat measurements on spacecraft board in real time and get the most accurate estimates of trajectory parameters at every moment of time. Usually continuous and discrete version of rapid linear Kalman filter is used for this task solution. Rather rough linearization of objects's equations and measuring element are done to achieve this, and it leads to poor evaluation accuracy.

In this report the efficiency of near real-time trajectory investigation by nonlinear filters is studied. This classical finite-dimensional approximation to infinite-dimensional optimal Stratonovich's filter, known as quasilinear extended Kalman filter, is based on a more accurate model linearization in valuation neighbourhood. However the filter is rather slow, because it's needed to calculate posterior covariance matrix to compute the evaluation vector.

For this reason similar linear approximating to a new rapid nonlinear optimal structure filter is studied, which is developing finite-dimensional conditionally optimal Pugachev filter. In this suboptimal evaluation algorithm a random covariance matrix is replaced with a determinate one, that makes all calculations more simple. Matrix values and other filter numbers are found using Monte Carlo method before evaluation process. Such statistical object modeling, counter and filter is analogous to premature solution of Riccati equation for covariance matrix equating linear Kalman filter.

In the report the comparative statistical modeling results of examined filters are described. Moreover there are two optimal structure filter types analyzed – with continuous predictions between sampling instants and with multiple discrete predictions, which quantity can be changed.

Оптимальная стабилизация движения беспилотного летательного аппарата в неспокойной атмосфере

Халина А.С.

МАИ, г. Москва

Рассматривается движение центра масс беспилотного летательного аппарата (БПЛА) в вертикальной плоскости под действием внешнего ветрового возмущения. Система уравнений, описывающая это движение, является квазилинейной, так как не только коэффициента сноса, но и коэффициенты диффузии (коэффициенты при белом шуме) линейно зависят от компонент вектора состояния. Ветровые возмущения задаются формирующими фильтрами типа Драйдена, содержащими неопределенность. Доступна измерению и может быть использована при управлении лишь часть компонент вектора состояния.

Предлагаемая работа продолжает исследования авторов, в которых получены условия не обязательно оптимальной стабилизации квазилинейной стохастической системы по заданному критерию, выражение для стабильного значения критерия и необходимые условия оптимальности линейного регулятора стохастической квазилинейной системы, функционирующей на неограниченном интервале времени.

С помощью этих необходимых условий и предложенного численного метода синтеза оптимальной системы получены оптимальные управления БПЛА с учетом ветровых воздействий. Для сравнения в соответствии с теорией АКОР А.М. Летова было найдено оптимальное управление детерминированной задачи (без учета ветрового воздействия). Произведено сравнение качества полученных управлений для рассмотренной стохастической системы уравнений, описывающей движение БПЛА.

Optimal stabilization of motion unmanned aerial vehicle in the volatile atmosphere

Khalina A.S.
MAI, Moscow

The motion of the center of mass of an unmanned aerial vehicle (UAV) in a vertical plane is considered under the influence of an external wind disturbance. The system of equations describing this motion is quasi-linear, since not only the coefficient of the demolition, but the diffusion coefficients (the coefficients of the white noise) is linearly dependent on the components of the state vector. Wind disturbance are set shaping filter type Dryden containing uncertainty. A part of the state components vector is available to measure and can be used to control.

The present work continues the study of authors, who obtained the condition of not necessarily optimal stabilization for quasi-linear stochastic system, expression for the stability criterion and the necessary conditions of optimal linear regulator for stochastic quasi-linear system.

Optimal control of UAV under the influence of wind disturbance was obtain according to these necessary conditions and the proposed numerical method for the synthesis of optimal systems. For comparison, according to A.M. Letov theory of analytical design of optimal control was obtained deterministic problem optimal control (excluding the impact of the wind). Quality comparison of received controls was produced for stochastic equations system describing the motion of the UAV.

Управление качеством технологического процесса с использованием интеллектуального анализа данных

Хомутская О.В.
МАИ, г. Москва

Диспетчерское управление и сбор данных SCADA (Supervisory Control And Data Acquisition) является основным и в настоящее время остается наиболее перспективным методом автоматизированного управления сложными динамическими системами (процессами) и сбора данных о показателях этих систем (процессов).

В настоящее время процесс изготовления печатных плат, несмотря на использование SCADA-систем, анализируется децентрализованно (т.е. каждый этап технологического процесса анализируется и корректируется в отрыве от остальных). Отсутствие комплексного анализа процесса изготовления накладывает отпечаток на качество выпускаемой продукции и не позволяет учитывать влияние параметров одного этапа на другой. С помощью интеллектуального анализа (Datamining) большого объема неструктурированных данных из

SCADA-системы можно выявить и оценить степень влияния неочевидных для человека закономерностей на качество изготавливаемой продукции, а также предотвратить появление неполадок и неисправностей и расширить возможности управления ТП.

Предлагается провести интеллектуальный анализ (решить предсказательную задачу с помощью регрессионного анализа и анализа временных рядов и проверить качество модели с помощью оценки ее адекватности) большого объема данных (показаний датчиков SCADA-системы и добавленных к ним фото и аудиозаписей) для прогнозирования нештатных изменений параметров и управления качеством ТП. Решение данной задачи можно разбить на три этапа: на первом этапе необходимо выявить критерии качества продукции, анализируемые параметры процесса и закономерности изменений этих параметров, на втором – спрогнозировать появление нештатных изменений, на третьем – произвести перенастройку ТП для избегания неисправностей. Полученные результаты расширят возможности управления качеством ТП, снизят финансовые издержки и дадут возможность повысить качество конечного продукта.

Technical process quality management using data mining

Khomutskaya O.V.

MAI, Moscow

Supervisory Control and Data Acquisition (SCADA) is a major and currently remains the most promising method for automated control of complex dynamical systems (processes) and systems (processes) statistics collection.

Printed circuit boards (PCB) manufacturing process, despite the use of SCADA-systems, is analyzed decentrally now (i.e. each step of the process is analyzed and regulated separately from the others). The absence of a manufacturing process comprehensive analysis affects the products quality and does not allow take into account the effect of the one stage parameters to another. Data mining of SCADA-system unstructured data can identify and determine the impact of non-obvious for human laws on the manufactured products quality, as well as prevent the faults and failures occurrence and empower process control.

It is proposed that data mining (solving a predictive task using regression analysis and time series analysis with checking model quality by assessing its adequacy) of large volumes of data (SCADA-system sensors with added photos and audio recordings) can predict the unforeseen parameters changes and technical process quality management. The solution to this problem can be divided into three steps: the first is identifying criteria for product quality, analyzed process parameters and laws of these parameters changes, the

second – predicting the appearance of abnormal changes, the third –technical process reconfiguring to avoid problems. The results will extend the technical process quality management capabilities, will reduce financial costs and will provide an opportunity to improve the final product quality.

**Оптимальное управление спутником с упругой штангой
при наличии случайных возмущений и неточной реализации
управляющих воздействий**

Царьков К.А.
МАИ, ИПУ РАН, г. Москва

Рассматривается плоское движение абсолютно жесткого спутника с одной упругой штангой на околоземной орбите. В качестве штанги может выступать радиоантенна или балка гравитационной стабилизации. Ставится задача успокоения упругих колебаний, возникающих в штанге под действием возмущающего вращательного момента и случайных внешних воздействий, и стабилизации спутника в орбитальной системе координат. Управление осуществляется за счет изменения величины тяги газореактивного двигателя, установленного на спутнике.

Предполагается, что управляющие воздействия реализуются со случайными ошибками, а процесс управления осуществляется при наличии информационных ограничений. Информационные ограничения выражаются в том, что каждая компонента вектора стратегии управления зависит от своего заранее заданного набора точно измеряемых компонент вектора состояния. Для синтеза оптимальной стратегии управления используется численный метод градиентного типа, разработанный для решения задач оптимизации квазилинейных динамических стохастических систем при неполной информации о состоянии.

Представлены различные случаи информированности, на основании которых можно сделать вывод, какие компоненты вектора состояния следует измерять, а от измерения каких можно отказаться.

**Optimal control of a flexible satellite
with random external perturbations and control errors**

Tsarkov K.A.
MAI, ICS RAS, Moscow

Plane motion of a perfectly rigid satellite with one elastic rod on the earth orbit is considered. The rod can be represented by a radio antenna or gravitational stabilization girder. The goal of control is to damp the elastic vibrations occurring in the rod because of perturbation torque and random external perturbations, and in the stabilization of the satellite in the orbital

reference frame. The control is performed by changing the satellite gas jet engine thrust.

We assume that the implementation of control contains random errors, and the control process is executed with information constraints. These constraints manifest themselves in that each component of the control strategy vector depends on a preliminary assigned set of precisely measured state vector components. The optimal control strategy is constructed using the numerical gradient method developed for solving quasi-linear stochastic optimal control problems with incomplete information.

Different cases of information constraints are presented. Comparison of these cases implies the conclusion about which state vector components to be measured, and which of them can be waived.

**Исследование устойчивости вращательного движения
динамически-симметричного спутника на эллиптической орбите
при наличии пространственных возмущений**

Чекина Е.А.
МАИ, г. Москва

Решается задача об устойчивости резонансного вращения спутника - твердого тела относительно центра масс на эллиптической орбите. Исследование устойчивости по Ляпунову данного решения с учетом плоского возмущения было выполнено в работах [1-3].

Целью настоящей работы является анализ устойчивости указанного решения при наличии пространственных возмущений. Спутник предполагается динамически-симметричным, т.е. два его главных момента инерции равны между собой. Найдены области устойчивости в линейном приближении. Они совпадают с аналогичными областями в плоском случае, однако, наличие пространственных возмущений приводит к появлению новых резонансных точек: внутри каждой области появляется точка комбинационного резонанса второго порядка, также увеличилось количество резонансных точек третьего и четвертого порядков. В указанных областях был также проведен нелинейный анализ устойчивости. Исследование выполнялось при помощи методики, описанной в статье [4]. Нелинейный анализ выполнялся как для нерезонансных, так и для резонансных случаев третьего и четвертого порядков. Было установлено, что в данных областях, за исключением некоторого числа резонансных точек, области формальной устойчивости чередуются с областями устойчивости для большинства начальных условий.

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда (проект №14-21-00068) в Московском авиационном институте (Национальном исследовательском университете).

Список литературы

Хентов А.А. Об одном вращательном движении спутника// Космические исследования, 1984. Т. 22. Вып. 1. С. 130

Маркеев А.П., Бардин Б.С. Об одном плоском вращательном движении спутника на эллиптической орбите// Космические исследования, 1994. Т. 32. Вып. 6. С. 43

Bardin B.S, Chekina E.A., Chekin A.M. On the stability of a planar resonant rotation of a satellite in an elliptic orbit// Regular and Chaotic Dynamics, 2015, Vol. 20, No. 1, pp. 63-73

Маркеев А.П. Конструктивный алгоритм нормализации периодического гамильтониана// Прикладная математика и механика, 2005, том 69 Вып. 3. С. 355

Stability analysis of the rotational motion of a dynamically symmetric satellite in an elliptical orbit in the presence of the space perturbations

Chekina E.A.

MAI, Moscow

We study the motion of a satellite as a rigid body about the center of mass in an elliptical orbit of arbitrary eccentricity. The stability of such solution in the presence of the planar perturbations was accomplished in the works [1-3].

The aim of this work is a stability analysis of this solution in the presence of the space perturbations. In this case we assume the satellite to be a dynamically symmetric rigid body. The regions of stability in the linear approximation were found. They coincide with those of the planar case; however the presence of the space perturbations adds some extra resonance points: there appears a point of the combination resonance of the second order inside every region, and also the quantity of the resonant points of the third and fourth order increases. In the mentioned regions the nonlinear stability analysis was also carried out. The research was performed using the techniques described in [4]. Nonlinear analysis was performed for both nonresonant cases and those of resonance of the third and fourth order. It was found that in these regions, with the exception of a number of resonant points, the regions of the formal stability interchange with those of the stability for the most initial conditions.

This research was supported by the Grant of Russian Foundation for Basic Research (14-21-00068), in Moscow aviation institute (National research university)

References

Khentov, A. A., A Rotational Motion of a Satellite, Kosmicheskiye Issled., 1984, vol. 22, no. 1, pp. 130–131 (Russian).

Markeev, A.P. and Bardin, B. S., A Planar, Rotational Motion of a Satellite in an Elliptic Orbit, *Cosmic Res.*, 1994, vol. 32, no. 6, pp. 583–589; see also: *Kosmicheskiye Issled.*, 1994, vol. 32, no. 6, pp. 43–49.

Bardin B.S, Chekina E.A., Chekin A.M., On the stability of a planar resonant rotation of a satellite in an elliptic orbit, *Regular and Chaotic Dynamics*, 2015, Vol. 20, No. 1, pp. 63-73

Markeev, A.P., A constructive algorithm of normalization of the periodic Hamiltonian, *Prikl. Mat. Mekh.*, 2005, vol.59, no. 3, pp. 355–371 (Russian)

Задача непрерывного управления в окрестности коллинеарной точки либрации

Шмыров А.С., Шмыров В.А.
СПбГУ, г. Санкт-Петербург

Реализация космических полетов стало одним из приоритетов современной науки и техники. Наиболее важными и широко исследуемыми являются проекты, связанные с полетами в околоземном пространстве, т.к. они в основном предназначены для решения прикладных задач, таких как, например, телетрансляция и доступ к Интернет. Также, актуальной современной проблемой стало изучение астероидной и кометной опасности, в частности, построение траекторий перехвата в околоземном пространстве. Толчком для работы в этом направлении стали современные космические катастрофы, в первую очередь падение фрагментов кометы Шумейкеров-Леви 9 на Юпитер в 1994 году и взрыв метеорита над Челябинском в 2013 г.

Окрестности точек либрации L1 и L2 системы Солнце-Земля, находятся на расстоянии порядка 1,5 млн км от центра Земли по линии, соединяющей Солнце и Землю и относятся к околоземному пространству. Понятие "точка либрации" или "лагранжева точка" является модельным понятие круговой ограниченной задачи трех тел. В данной работе мы исследуем управляемое орбитальное движение космического аппарата в окрестности коллинеарной точки либрации L1. В качестве математической модели мы используем уравнения Хилла круговой ограниченной задачи трех тел [1]-[3].

Приводится семейство непрерывных управлений, обеспечивающих устойчивость по Ляпунову для орбитального движения в окрестности точки либрации, строится оценка области управляемости для таких управлений, решается задача оптимизации. Результаты численного моделирования управляемого движения иллюстрируются графически во вращающейся системы координат.

Работа выполнена при поддержке гранта СПбГУ 9.37.345.2015.

[1] Шмыров В.А. Стабилизация управляемого орбитального движения космического аппарата в окрестности коллинеарной точки либрации L1

// Вестн. С.-Петерб. ун-та. Сер. 10: Прикладная математика, информатика, процессы управления. 2005. Вып. 2. С. 193-199.

[2] A. Shmyrov, V. Shmyrov, Controllable orbital motion in a neighborhood of collinear libration point, Applied Mathematical Sciences, vol. 8 (9-12), pp. 487--492. 2014.

[3] Shmyrov A., Shmyrov V. Method of Lyapunov functions for controllable Hamiltonian systems // 20th International Workshop on Beam Dynamics and Optimization (BDO). IVESC-ICEE-ICCTPEA-BDO-2014. Edited by: D. A. Ovsyannikov. 2014. С. 156.

The problem of continuous control in a neighborhood of collinear libration point

Shmyrov A.S., Shmyrov V.A.
SPbSU, St. Petersburg

The implementation of space flight become one of the priorities of modern science and technology. The most important and widely studied are projects, which related to near-Earth space. These projects intended for applications, for example, TV broadcast and Internet access. Also, relevant problem today is research of asteroid and comet hazard, in particular, the construction of trajectories of interception in near-Earth space. The impact for the work in this direction was the modern cosmic catastrophes, primarily the fall of fragments of Comet Shoemaker-Levy 9 on Jupiter in 1994 and the explosion of Chelyabinsk meteorite in 2013.

The neighborhoods of libration points L1 and L2 of Sun-Earth system are at a distance of about 1.5 million kilometers from the center of the Earth on Sun-Earth line. These neighborhoods are in near-Earth space too. The term "libration point" or "Lagrangian point" is model concept three-body problem and its modifications. In this paper we research the controllable orbital motion of a spacecraft in a neighborhood of collinear libration point L1. We use Hill's equation of circular restricted three-body problem as a mathematical model [1] - [3].

We present a family of continuous controls, which are ensuring Lyapunov stability of orbital motion in a neighborhood of libration point. Also, we construct the estimation of controllability area for such controls and solve the problem of optimization. The results of numerical simulation of controlled motion are illustrated graphically in the rotating system of coordinates.

The authors acknowledge Saint-Petersburg State University for a research grant 9.37.345.2015

[1] Shmyrov V. A. Stabilization of controlled space vehicle orbital motion in the neighborhood of collinear libration point L1 // Bulletin of St.-Petersburg University. Series.10. 2005. Release.2. P. 193-199. (in Russian).

[2] A. Shmyrov, V. Shmyrov, Controllable orbital motion in a neighborhood of collinear libration point, Applied Mathematical Sciences, vol. 8 (9-12), pp. 487--492. 2014.

[3] Shmyrov A., Shmyrov V. Method of Lyapunov functions for controllable Hamiltonian systems // 20th International Workshop on Beam Dynamics and Optimization (BDO). IVESC-ICEE-ICCTPEA-BDO-2014. Edited by: D. A. Ovsyannikov. 2014. C. 156.

9. Производственные технологии в области авиационной, ракетной и космической техники

9. Production Technologies in the Aviation, Rocket and Space Industries

Повышение достоверности оценки остаточного ресурса изделий на основе результатов гибридной диагностики

Абашин М.И.

МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва

Целью данной работы являлось повышение достоверности оценки остаточного ресурса изделий, в том числе, находящихся в условиях длительного космического полета на основе результатов гибридной диагностики, сочетающей в себе имитационное воздействие и регистрацию результатов данного воздействия.

На первом этапе был проведен анализ различных видов технологического воздействия, вызывающего генерацию ультразвуковых колебаний в материале с целью получения диагностической информации об объекте воздействия.

Далее была проанализирована специфика механизма гидроэрозионного, лазерного и механического воздействия на поверхностный слой объекта контроля и на основе полученных данных было проведено моделирование данных процессов с целью определения информативных признаков, которые могут быть положены в основу гибридной диагностики.

После чего была проведена экспериментальная оценка результативности применения предложенных способов для определения физико-механических и эксплуатационных характеристик поверхностного слоя, с целью сопоставления полученных результатов с теоретическими данными.

После чего были выбраны наиболее результативные способы воздействия и методики для регистрации ультразвуковых колебаний в материале.

Результатом выполненной работы является инженерная методика и набор рекомендаций по оценке остаточного ресурса материала изделий ракетно-космической техники на протяжении всего жизненного цикла.

Increase of reliability of an assessment of a residual resource of products on the basis of results of hybrid diagnostics

Abashin M.I.
BMSTU, Moscow

The purpose of this work was increase of reliability of an assessment of a residual resource of products, including, being in conditions of long space flight on the basis of results of the hybrid diagnostics combining imitating influence and registration of results of this influence.

At the first stage the analysis of different types of the technological influence causing generation of ultrasonic fluctuations in material for the purpose of obtaining diagnostic information on object of influence was carried out.

Further specifics of the mechanism of hydroerosive, laser and mechanical impact on a blanket of control object were analysed and on the basis of the obtained data modeling of these processes for the purpose of definition of informative signs which can be the basis for hybrid diagnostics was carried out.

Then the experimental assessment of productivity of application of the offered ways for definition of physicomachanical and operational characteristics of a blanket, for the purpose of comparison of the received results to theoretical data was carried out.

Then the most productive ways of influence and a technique for registration of ultrasonic fluctuations in material were chosen.

The engineering technique and set of recommendations about an assessment of a residual resource of material of products of the missile and space equipment throughout all life cycle is result of the performed work.

Разработка испытательного стенда для моделирования воздействия пылевой составляющей лунной экзосферы на материалы и элементы конструкции космических аппаратов

Видманов А.С.
СГАУ, г. Самара

Работа направлена на создание испытательного стенда для моделирования воздействия пылевой составляющей лунной экзосферы на материалы и элементы конструкции космических аппаратов.

Многие исследования и наблюдения [1] указывают на существовании на поверхности без атмосферных космических тел потоков заряженных микрочастиц. На лунной поверхности размеры левитирующей пыли могут составлять 0,1-1,5 мкм, при этом их скорость находится в диапазоне 0,1-1 км/с, а концентрация 25-700 см⁻³. Высота подъема микрочастиц частиц может составлять 100 км. Направление движения

потоков приповерхностной пыли может быть как вертикальное, так и горизонтальное [2].

На первом этапе работы была разработана конструкция испытательного стенда. Стенд состоит из вакуумной камеры, вертикального и горизонтального инжектора заряженных частиц, управляемых источников высокого напряжения, поворотного столика, системы отклоняющих сеток, датчиковой аппаратуры и блока управления.

Второй этап работы направлен на разработку инжектора твердых заряженных частиц. Для определения оптимальной конструкции инжектора разработана модель зарядки частиц, проведено компьютерное моделирование работы инжектора. Основной задачей является определение заряда и скорости вылета частицы из инжектора. Разработанная математическая модель рассматривает процессы происходящие при зарядки частиц и включает в себя два возможных механизма: контактную зарядку и зарядку микрочастиц через электрический разряд.

Предложенная модель позволяет рассчитать зависимость параметров заряженных частиц на выходе инжектора от напряжение подаваемого на зарядный электрод, конструкции зарядной камеры и параметров зарядной иглы.

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства образования и науки РФ в рамках выполнения контракта по Соглашению № 14.575.21.0107 от «28» ноября 2014 г.

Библиографический список:

1. Halekas, J. S. Lunar Prospector observations of the electrostatic potential of the lunar surface and its response to incident currents[Text]/ J. S., Halekas, G. T., Delory, R. P., Lin T. J., Stubbs, W. M., Farrel, // Journal of Geophysical Research – 2008. - V. 113.

2. Голубь А.П. Плазменно-пылевая система в приповерхностном слое освещенной части Луны[Текст]/ А.П. Голубь, Г.Г. Дольников, А.В. Захаров// Письма в ЖЭТФ. – 2012 – №4 – Т. 95 – С. 198 – 204.

**The development of a test stand to simulate the impact
of the dust component of the lunar exosphere of materials and structural
elements of the spacecraft**

Vidmanov A.S.

SSAU, Samara

The work aims to create a test stand to simulate the impact of the dust component of the lunar exosphere of materials and structural elements of the spacecraft.

Many studies and monitoring [1] points to the existence on the surface of celestial bodies without atmospheric fluxes of charged microparticles. On the lunar surface the size of levitating dust may be 0.1-1.5 microns, with their speed in the range of 0,1-1 km/s, and the concentration of 25-700 cm⁻³. Lifting height microparticles particles may be 100 km. Flow direction near the surface of the dust may be both vertical and horizontal [2].

At the first stage of design of the test stand. The stand consists of a vacuum chamber, the vertical and horizontal injector charged particles, controlled by high voltage sources, rotary table, sensor equipment and control unit.

The second stage of the work focused on the development of the injector solid charged particles. To determine the optimal design of the injector developed a model of charging the particles, computer modeling work injector. The main objective is to determine the charge and the output speed particle of the injector. The mathematical model considers the processes occurring in the charge of the particles, and includes two possible mechanisms: contact charging and charging microparticles through an electrical discharge.

The proposed model allows to calculate the parameters of charged particles at the outlet of the injector from the voltage applied to the charging electrode, the structure of the camera charging and the parameters of the camera charging needle.

The work was supported by the Ministry of Education and Science of the Russian Federation as part of the contract under the Agreement № 14.575.21.0107 on "28" November 2014.

Bibliographic list:

1. Halekas, J. S. Lunar Prospector observations of the electrostatic potential of the lunar surface and its response to incident currents[Text]/ J. S., Halekas, G. T., Delory, R. P., Lin T. J., Stubbs, W. M., Farrel, // Journal of Geophysical Research – 2008. - V. 113.

2. Golub' A.P. Dusty plasma system in the surface layer of the illuminated part of the moon [Text] / A.P. Golub', G.G. Dol'nikov, A.V. Zakharov // JETP Letts. - 2012 - №4 - V. 95 - P. 198 - 204.

К вопросу контроля концентраций водорода при стендовых испытаниях ДУ ракетных блоков

Галеев А.В.¹, Попов Б.Б.²

¹МАИ, г. Москва; ²НИЦ «РКП», г. Пересвет

На стенде НИЦ РКП с учетом существующих расстояний до жилых массивов и тротильных эквивалентов кислородно-водородного топлива разрешены испытания двигательных установок (ДУ) ракетных блоков с заправкой до 2700 кг жидкого водорода в топливный бак ДУ. Обеспечение безопасности испытаний ДУ с увеличенной заправкой бака

ДУ (до 7000 кг) жидким водородом требует выполнения дополнительного комплекса мер безопасности и парирования нештатных ситуаций, предусматривающих:

- сохранение иерархического принципа построения программ испытаний с постепенным их усложнением;
- оснащение систем аварийной защиты (САЗ) каналами контроля виброперегрузок в напряженных системах ДУ (ТНА и камера сгорания);
- внедрение датчиков контроля утечек водорода с инерционностью до 2 с;
- применение активных средств флегматизации с добавками ингибиторов для предотвращения взрыва смесей водорода с воздухом (или кислородом).

Показаны результаты отладки программных комплексов (ПК) на основе современных информационных технологий, применяемых в подсистемах диагностики и САЗ. Важным при этом является оснащение систем пожаровзрывопредупреждения (СПВП) подсистемой контроля опасных накоплений (СКОН) взрывоопасных газов, обладающих малой инерционностью и селективностью (отсутствие реакции на другие газы – кислород и гелий).

Проблема быстродействия сигнализаторов, контролирующих концентрации водорода при испытаниях блока 12КРБ в 2000 г., была решена:

- основной системой с полупроводниковыми датчиками ИПКВ1 концентраций водорода (разработка МИФИ) с инерционностью контроля до 6 с;
- дублирующей системы контроля температуры с инерционностью показаний до 1 с (без количественной оценки).

Показаны результаты исследования различных датчиков и внедрения специальной установки для проведения сравнительных испытаний датчиков контроля утечек водорода на быстродействие и селективность в условиях, приближенных к реальным условиям эксплуатации. На основе проведенных лабораторных исследований предлагается использовать в СКОН параллельно с датчиками на основе МДП-структур и контроля температуры электронные датчики с оптоволоконными линиями связи, построенные на основе гибридных технологий. Инерционность контроля составит при этом не более 2 с.

Таким образом, внедрение исследованных датчиков в СПВП позволит повысить безопасность испытаний на стенде и коэффициент охвата аварийных (нештатных) ситуаций с 0,6 (у современных САЗ) до 0,8-0,9.

To the question of the control of concentrations of hydrogen test rig do rocket blocks

Galeev, A.B.¹, Popov B.B.²

¹MAI, Moscow;

²RC "RSI", Peresvet

At the booth SRC RSI with regard to distances to existing residential areas and TNT equivalents of oxygen-hydrogen fuel allowed testing of propulsion units (PU) rocket blocks with dressing up to 2700 kg of liquid hydrogen in the fuel tank do. Security testing do with a larger tank of PU (up to 7000 kg) of liquid hydrogen requires additional complex safety measures and parry abnormal situations involving:

- preservation of the hierarchical principle of construction of test programmers with their gradual complication;
- the equipment of systems of emergency protection (SEP) channels control vibrometers in stressed systems do (turbo pump and combustion chamber);
- the introduction of sensors to control leaks of hydrogen with a lag of up to 2;
- use of active means of phlegmatization with the addition of inhibitors to prevent the explosion of mixtures of hydrogen with air (or oxygen).

Shows the results of the debug software systems (SS) based on modern information technologies used in subsystems of diagnosis and SEP. It is important to equip systems warning fire and explosion (SWFE) subsystem of control of hazardous accumulations (SCHA) explosive gases having low inertia and selectivity (absence of response to other gases, oxygen and helium).

The problem of speed detectors, controlling the hydrogen concentration in the test block RB in 2000, it was resolved:

- main system with semiconductor sensors IPKV 1the concentration of radios hydrogen (development MEPI) with inertia control up to 6;
- the backup system of temperature control with the inertia of the readings to 1 with (without quantitative evaluation).

Shows the results of a study of various sensors and the introduction of special devices for carrying out comparative tests of sensors to control leaks of hydrogen on the performance and selectivity in conditions close to real operating conditions. Based on the conducted laboratory researches proposed to use in the SCHA in parallel with the sensors based on MDP-structures and temperature control electronic sensors with fiber-optic communication lines constructed on the basis of hybrid technology. The inertia of the control will be not more than 2 s.

Thus, the introduction of the investigated sensors in SWFE will improve the safety of testing and enrolment in an emergency (off-nominal) situations with 0.6 (modern SEP) to 0.8-0.9.

Средства онтологической поддержки процесса проектирования шаблонной оснастки в современном российском авиастроении

Гришин М.В., Ларин С.Н.

УлГТУ, г. Ульяновск

Целью данной работы является совершенствование процессов проектирования шаблонной оснастки в условиях авиационных производств за счет разработки комплекса онтологической поддержки. В настоящее время процесс проектирования электронных моделей шаблонной оснастки осуществляется инженером - конструктором в так называемом «ручном» режиме, что является довольно сложным и трудоемким процессом. Наряду с этим, также отсутствует база опыта и все накопленные проектные решения (как удачные, так и нет) теряются и не используются повторно. Подход рассматриваемый в данной статье основывается на внедрении комплекса онтологической поддержки и псевдокодowego моделирования в процесс проектирования шаблонов, в основе которого лежит расширяемый псевдокодový язык моделирования, способствующий снижению трудоемкости проектирования, повышению качества исходных проектных решений, сокращения сроков подготовки производства, а также аккумуляции и передаче опыта ранее реализованных проектных решений.

В работе в инструментально-технологическое сопровождение процессов проектирования конфигурируемых шаблонов предлагается включить средства онтологического сопровождения, обеспечивающие: контролируемое накопление опыта разработок шаблонов в форме моделей прецедентов, подготовленных к повторному использованию; систематизацию моделей шаблонов в основу которой положено интерактивное классифицирование и связывание с использованием механизмов систематизации в онтологиях; контролируемое использование лексики, включая понятия, в документах, разрабатываемых в процессе работ. Важной особенностью предлагаемых средств является то, что они опираются на результаты экспериментов, которые проводятся с семантическими моделями шаблонов и моделями программ числового программного управления, которые используются в их производстве.

Для проведения экспериментов, создания онтологии и средств онтологического сопровождения предлагается использовать вопросно-ответную моделирующую среду WIQA, средства которой были

адаптированы к инструментальной поддержке жизненного цикла шаблонов.

В работе представлен подход к проектированию онтологии и классификатора шаблонной технологической оснастки с помощью инструментария WIQA. Использование средств WIQA обеспечивает моделирования не только имеющихся шаблонов, но и создание новых шаблонов, с возможностью спецификации и аккумуляции их моделей в онтологическом словаре.

Means of ontological support for designing template tooling at modern Russian aircraft

Grishin M.V., Larin S.N.

UISTU, Ulyanovsk

The aim of this paper is to improve the processes of designing the template tooling in the aviation industry through the development of ontological support means. At present, the design of template tooling is performed by an engineer with the use of the "manual" mode, which is a quite complex and time-consuming process. In addition, the process lacks for an experience base, and all the accumulated design solutions (both, successful and abortive) are lost or not reused. An approach to study of this article is based on the implementation of a set of the ontological support and the pseudo-code modeling means into a process of template tooling design that is based on the extensible pseudo code simulation language. The ontological support helps to reduce the design complexity, improve the initial design quality, get a shorter pre-production term, as well as to accumulate and transfer the experience of the previously implemented design solutions.

The article suggests including ontological support means to the tool-and-engineering maintenance in design processes of configured templates. It will ensure the controllable accumulation of template development experience in a form of precedent models ready for the reuse; systematization of template models based on the interactive classification and coupling using ontological systematization principles, controllable use of vocabulary, including concepts, in documents that are developed during work performance. An important specific of the means suggested is that they rely on the experimental results of template semantic models and CNC software models used in template production.

Authors suggest the use of the toolkit WIQA (Working In Questions and Answers) that helps to create the ontology and its use in conceptual experimenting in designing. The WIQA tools have been tailored to the engineering support of the template life cycle.

The article gives an approach to design an ontology and classifier for template tooling using WIQA tool set. The use of WIQA tool set helps both

to model available templates and to develop the new ones allowing specification and accumulation of template models in the ontological vocabulary.

The template representation in a form of a model is useful for template reuse in tasks where models are to be tailored to changes in production conditions, e.g., when developing new aircraft equipment samples. An interactive version of the classifier in a form of a project ontology allowing for an access routine to the ontology components contributes to increasing the R&D automation level when developing a template tooling.

Импульсный ускоритель частиц повышенной эффективности

Дорофеев А.С., Сухачев К.И.
СГАУ, г. Самара

Предложенный метод ускорения отличается от существующих и позволяет достигать высокого эффективного напряжения всего на одной ступени ускорителя, при этом система электродов аналогична простой системе статического ускорителя, а система управления максимально упрощена. Задачи системы управления сводятся к детектированию момента влета частицы и генерации запускающего сигнала, поступающего на систему инициации генератора импульсного напряжения. Импульсный ускоритель состоит из независимых друг от друга ускорительных модулей, которые можно соединять последовательно и получать тем самым необходимые скорости частиц. Отдельные ступени импульсного ускорителя могут быть присоединены к другим типам ускорителей, как начальный, промежуточный или конечный каскад. Для подтверждения возможности реализации такого метода ускорения было проведено математическое и физическое моделирование отдельных частей, которое показало, что система обладает более высокими характеристиками, чем существующие аналоги. Так ступень на эффективное напряжение 2 МВ имеет линейные размеры около двух метров, и позволяет разгонять частицы с удельным зарядом равным 30 до наиболее вероятной скорости равной 10 км/с в диапазоне частиц до 1 мкм. Очевидно, что при увеличении числа ступеней будет происходить увеличение скорости частицы. Ограничений по количеству ступеней конструкция не имеет, все ступени одинаковы с независимыми системами управления. Моделирование показало, что ускорительная ступень на 2 МВ без дополнительных мер может работать на частоте следования частиц равной 1 Гц. Физическое моделирование управляемого генератора импульсного напряжения (ГИН) показало возможность создания ГИН с надежной и простой системой инициации по первому разряднику. Испытания, проводимые на физической модели, подтвердили

стабильное срабатывание по управляющему импульсу. При математическом моделировании использовались параметры, замеренные на работающем ускорителе другого типа с идентичной системой ускоряющих электродов.

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства образования и науки РФ в рамках выполнения контракта по Соглашению № 14.575.21.0107 от «28» ноября 2014 г.

Библиографический список:

1. Frichtenicht, J., F., Two-million-Volt electrostatic accelerator for hypervelocity research, *Rev. Sci. Instrum.*, 34, 1962, 209-212.

2. S. Hasegawa, A. Fujiwara, K. Morishige, H. Yano, T. Nishimura, S. Sasaki, Y. Hamabe, H. Ohashi, K. Nogami, T. Kawamura, T. Iwai, K. Kobayashi, and H. Shibata. Acceleration of micro-particles to hyper velocities by using a 3.75 mv van de graaff accelerator. // *Lunar and Planetary Science XXX* submitted, ss. 1543-1544.

Pulsed particle accelerator increased efficiency

Dorofeev S.A., Sukhachev K.I.

SSAU, Samara

The proposed acceleration method differs from existing ones and allows to achieve a high effective voltage of one stage of the accelerator, moreover, the electrode system is similar to a simple static system of the accelerator, while the control system is simplified. Objectives of the control system are reduced to the moment of the particle entry detection and the generation of the trigger signal for the initiation system of the impulse voltage generator. Pulsed accelerator consists of independent from each other accelerator modules that can be connected in series and thereby obtain the necessary particle speed. The individual modules of the pulsed accelerator can be attached to other types of accelerators as initial, intermediate or final stage. To confirm the feasibility of such acceleration method, mathematical and physical modeling of individual parts was performed, which showed that the system has higher performance than existing methods. So the stage with an effective voltage of 2 MV has the linear size of about two meters, and allows you to accelerate the particles with charge-to-mass ratio 30 to the most probable speed 10 km/s in the size of particles up to 1 micron. It is obvious that increasing of the number of stages will increase the speed of the particle. This design has no restrictions on the number of stages, all stages are similar and have independent control systems. The simulations showed that the acceleration stage of 2 MV operate at a repetition frequency of particles about 1 Hz without further moves. Physical modeling of controllable high-voltage impulse generator showed the possibility of creating a generator with a reliable and simple system of initiation in the first spark gap. Tests conducted

on a physical model, confirmed stable initiation by the control pulse. In mathematical modeling parameters, measured on a running accelerator of a different type with the same system of accelerating electrodes, were used.

The work was supported by the Ministry of Education and Science of the Russian Federation as part of the contract under the Agreement № 14.575.21.0107 on "28" November 2014.

References:

1. Friichtenicht, J., F., Two-million-Volt electrostatic accelerator for hypervelocity research, Rev. Sci. Instrum., 34, 1962, 209-212.

2. S. Hasegawa, A. Fujiwara, K. Morishige, H. Yano, T. Nishimura, S. Sasaki, Y. Hamabe, H. Ohashi, K. Nogami, T. Kawamura, T. Iwai, K. Kobayashi, and H. Shibata. Acceleration of micro-particles to hyper velocities by using a 3.75 mv van de graaff accelerator. // Lunar and Planetary Science XXX submitted, ss. 1543-1544.

К вопросу о создании высокоресурсных трубопроводных систем летательных аппаратов

Егоров В.Г.¹, Васечкин М.А.¹, Коломенский А.Б.²

¹ВГУИТ, ²ВГТУ, г. Воронеж

В настоящее время в летательных аппаратах имеются трубопроводные системы различного назначения из титановых сплавов и коррозионно-стойких сталей с наружным диаметром от 40 до 200 мм и толщиной стенки от 0,8 до 1,5 мм. Большая протяженность и сложная форма таких систем, сваренных из тонкостенных элементов, выдвигают высокие требования к их качеству, надежности и ресурсу. Сочетание большого диаметра магистралей с минимально необходимой из условия прочности толщиной стенки трубы значительно усложняет проблему их формообразования и сборки в трассу.

На отечественных предприятиях при производстве трубопроводных систем применяются цельнотянутые бесшовные тонкостенные трубные заготовки, которые могут иметь разнотолщинность, некруглость, саблевидность. Кроме того, их номенклатура ограничена диаметром и толщиной стенки. Указанные факторы затрудняют изготовление качественных трубчатых деталей, особенно большого диаметра, из титановых сплавов и коррозионно-стойких сталей. В результате возникает необходимость в ручной подгонке и сварке при монтаже трубчатых элементов в трассу, что значительно снижает ресурс трубопровода в целом. Аналогичные трубы в прямошовном исполнении имеют концентратор напряжений в виде продольного сварного шва, что отрицательно сказывается на циклической долговечности всего трубопровода.

Устранить негативное влияние продольного сварного шва можно введением в технологический процесс получения трубы из листа операции ротационной раскатки. Сравнительные испытания пульсирующим внутренним давлением экспериментальных образцов показали, что ресурс трубных элементов, полученных с применением ротационной раскатки, превышает приблизительно в 10 раз ресурс прямошовных трубных элементов с аналогичными диаметром и толщиной стенки. По результатам проведенных экспериментальных исследований создана технология изготовления тонкостенных прецизионных трубопроводов с применением ротационной раскатки и калибровки под автоматическую сварку кольцевых стыков. Ожидаемый эффект от внедрения данной технологии выражается в увеличении ресурса трубопровода летательных аппаратов до 50000 летных часов.

Работа выполнена при финансовой поддержке Правительства Российской Федерации в лице Министерства образования и науки в рамках реализации федеральной целевой программы «Исследования и разработки по приоритетным направлениям развития научно-технологического комплекса России на 2014 - 2020 годы» по соглашению о предоставлении субсидии № 14.574.21.0042. Уникальный идентификатор соглашения RFMEFI57414X0042.

To the question of the creation of high-resource pipeline systems of aircraft

Egorov V.G.¹, Vasechkin M.A.¹, Kolomensky A.B.²

¹VSUET, ²VSTU, Voronezh

Currently, in aircrafts there are piping systems of various applications made of titanium alloys and stainless steels with an outer diameter of 40 to 200 mm and a wall thickness of 0.8 to 1.5 mm. The great length and complex form of such systems, welded from thin-walled elements, place high demands on their quality, reliability and service life. The combination of a large diameter pipe with the minimum necessary conditions for the strength of the wall thickness of the pipe significantly complicates the problem of forming and assembling in the track.

At the domestic enterprises in the production of piping systems they use weldless thin-walled seamless pipe blanks, which may have different thickness, roundness, saberform. In addition, their range is limited by the diameter and wall thickness. These factors make it difficult to manufacture high quality tubular parts, especially of large diameter, made of titanium alloys and stainless steels. This results in the need for manual trimming and welding when mounting tube elements in the track, which considerably reduces the life of the pipeline as a whole. Similar pipes, welded in

longitudinal execution, have stress concentrator in the form of a longitudinal weld, which adversely affects the cycle life of the whole pipeline.

Elimination of the negative effect of a longitudinal weld is possible through an introduction of pipes made of sheet rotary rolling operation to the technological process. Comparative tests with pulsating internal pressure of experimental samples showed that the resource of tubular elements obtained by using a rotary rolling exceeds about 10 times the life of longitudinal tubular parts with the same diameter and wall thickness. The results of experimental studies established manufacturing techniques of thin-walled precision pipes using a rotary rolling and calibration for automatic welding circumferential joints. The expected effect of the introduction of this technology translates into greater resource of aircraft pipelines up to 50,000 flight hours.

The work is supported by the Government of the Russian Federation represented by the Ministry of Education and Science as part of special federal program "Research and development on priority directions of scientific-technological complex of Russia for 2014 - 2020 years" on the grant agreement № 14.574.21.0042. The unique identifier of the agreement RFMEFI57414X0042.

Определение реологических характеристик сплава AA5083

Захарьев И.Ю., Аксенов С.А.
МИЭМ НИУ ВШЭ, г. Москва

Основной целью компьютерного моделирования процессов сверхпластичной формовки является оптимизация режимов давления позволяющих получать наилучшее формоизменение в ответственных частях изделия. Адекватность результатов подобного моделирования сильно зависит от корректность начальных и граничных условий и уравнения состояния материала. Важнейшими характеристиками материала во время изотермической горячей формовки являются коэффициентов связывающих интенсивностью напряжений, интенсивностью деформаций и скоростью деформации.

Классический метод определения реологических свойств материалов основан на использовании экспериментов на одноосное растяжение, однако во все большем числе работ описывается применение для этих целей экспериментов по свободной газовой формовке. Это происходит из-за того, что модель материала, основанная на данных одноосных испытаний недостаточно хорошо описывает процесс двуосного растяжения при формовке.

Применение обратного анализа, для нахождения реологических свойств материала, основанного на моделировании экспериментов с помощью МКЭ, является слишком время затратным при использовании

для решения прямой задачи. Поэтому в данной работе для определения свойств алюминиевого сплава на основании экспериментов на двусное растяжение использовалась упрощенная математическая модель, позволяющая получить решение в аналитическом или полуаналитическом виде.

В работе использована простая методика, позволяющая определить свойства материала на основании экспериментов по свободной газовой формовке. С помощью этой методики были обработаны экспериментальные данные и были получены значения констант уравнений состояния для сплава AA5083. Полученные константы соответствуют значениям, описанным в литературе. Предложенная техника является универсальной и может быть использована для определения параметров различных видов уравнений состояния материала. Основной идеей данной методики является применение обратного анализа с использованием полуаналитического решения прямой задачи основанного в свою очередь на зависимости толщины купола от его высоты, полученной из эксперимента. Использование гипотезы о линейном характере поведения толщины в зависимости от высоты позволяет уменьшить число необходимых экспериментов для определения свойств материала. Адекватность предложенного метода была проверена с помощью конечно элементного моделирования и экспериментальных данных доступных в литературе.

Determining AA5083 aluminum alloy rheological properties

Zakhariev I.Yu., Aksenov S.A.

MIEM NRU HSE, Moscow

The main purpose of superplastic forming computer simulation is a pressure regime optimization and getting the best possible forming in critical parts of the product. The adequacy of the results of such simulation depends strongly on the correct initial and boundary conditions and the material state equation. The most important characteristics of the material during the isothermal hot forming are equivalent stress, equivalent deformation and deformation strain rate.

The classical methods for determining the rheological properties of materials are based on the use of uniaxial tension as experiments, but in a growing number of papers describes methodic that use free bulge tests as experiments. This is due to the fact that the material model obtained from uniaxial tests is not well as one based of free bulge test during molding.

The use of reverse analysis for finding rheological properties of the material, based on modeling experiments by using the finite element method is to time-consuming when used for solving the direct problem. Therefore, in this study for determining the aluminum alloy properties on the base of free

bulge experiments the simple mathematical model was used. This model allows obtaining the solution in the analytical or semi-analytical form.

We used a simple method that allows determining the material properties based on experiments on free bulge test. With the help of this technique, the experimental data have been processed. And the rheological characteristics of AA5083 alloy state equation were obtained. The obtained characteristics correspond to the values described in the literature. The proposed technique is universal and can be used to determine the parameters of various types of state equations of the material. The basic idea of this method is the use of inverse analysis and using the semi-analytical solution of the direct problem based, in turn, on the thickness-height depending, this depending can be obtained from the experiments. By using the hypothesis of the linear nature of the thickness-height, depending behavior it is possible to reduce the number of necessary experiments. The adequacy of the proposed method was verified by using finite element modeling and experimental data available in the literature.

Сравнение методов восстановления геометрии пера лопаток турбины из жаропрочных сплавов

Климов В.Г.

ОАО «КУЗНЕЦОВ», СамГТУ, г. Самара

Компрессоры и турбины авиационных ГТД - основные узлы, определяющие характеристики двигателей. Наиболее дорогими элементами при их производстве являются рабочие лопатки турбины. Забраковка лопатки турбины происходит обычно по незначительным дефектам и как следствие их восстановление экономически обосновано.

В данной работе рассматривается процесс восстановления геометрии пера (высоты) рабочей лопатки турбостартера (ТС) авиационного турбовинтового двигателя НК-12МП. Проведен сравнительный анализ 4-х видов восстановления: аргодуговой наплавкой (АрДС) с присадочной проволокой ХН60ВТ, путем пайки с порошковым припоем ВПр24 в керамических формах, лазерной наплавкой с присадочной проволокой ХН60ВТ и лазерной наплавкой в порошковой ванне с припоем ВПр24.

Метод печной пайки в керамических формах заключается в помещении пера лопатки в специально подготовленную керамическую форму повторяющую профиль лопатки с необходимым припуском на дальнейшую механическую обработку, после чего засыпается порошковый припой и происходит процесс пайки в вакуумной печи.

Метод лазерной наплавкой в порошковой ванне заключается в наплавке на перо лопатки, помещенной в ванну с наплавляемым порошком. Лопатка размещалась в порошковой насыпи так, чтобы ее

перо и поверхность порошковой насыпи находились на одном уровне. Воздействие лазерным лучом осуществлялось по касательной пера лопатки и порошка.

На основе проведенного сравнительного анализа методов восстановления пера лопатки, установлено, что наиболее эффективной в этом случае является импульсная лазерная наплавка. При этом наплавка в порошковой ванне обеспечивает более высокую производительность процесса по сравнению с лазерной наплавкой с присадочной проволокой. Выявлены основные отличия лазерной наплавки от классических методов (АрДС и пайки) восстановления геометрии лопаток турбины. Приведен сравнительный анализ структуры восстановленных слоев посредством электронной микроскопии с элементным анализом поперечных шлифов образцов. Выявлена степень влияния каждого способа на основной материал лопатки - установлено что метод печной пайки и лазерной наплавки оказывает наименьшее воздействие на упрочняющую γ' -фазу литого сплава ЖС6-К. Посредством элементного анализа выявлено наличие в структуре припоя предположительно сетки сложных интерметаллидов, а также карбидов вольфрама и хрома. Определена микротвердость (Hv) восстановленных слоев и различных фаз порошкового припоя ВПр24. Проведено измерение КТЛР (коэффициента линейного расширения материала) материалов, участвующих в восстановлении.

Comparison of methods for restoring the geometry of the turbine blades feather of heat resisting alloys

Klimov V.G.

JSC "KUZNETSOV", SamSTU, Samara

Compressors and turbines of aviation gas turbine engines are the main components that determine the characteristics of the engine. The most expensive elements in their production are the blades of the turbine. Rejection of unfit turbine blade usually occurs because of insignificant defects and consequently, their restoration is economically well founded.

In this article the process of restoring the geometry (height) of the turbine starter's (TS) blade stylus of aviation turboprop engine НК-12МП is considered. A comparative analysis of 4 types of restoration has been carried out: TIG build-up welding (АрДС) with filler wire ХН60ВТ, soldering with solder powder ВПр24 in ceramic forms, laser build-up welding with filler wire ХН60ВТ and laser build-up welding in powder solder bath ВПр24.

The method of furnace soldering in ceramic forms consists in placing the blade in a specially prepared form repeating the ceramic blade profile with the necessary allowance for further machining, after which the solder powder is poured and the process of soldering in the vacuum furnace takes place.

The method of laser welding in a powder bath consists in surfacing of the blade stylus placed in a bath with the built-up powder. The blade was placed in the powder mound so that its stylus and the surface of the powder mound were at the same level. The influence by a laser beam was carried out on the edge of the blade stylus and the powder.

On the basis of the carried-out comparative analysis of the blade restoration methods it was determined that the most effective in this case was the pulse laser build-up welding. The build-up welding in a powder bath provides better performance compared with the process of laser build-up welding with filler wire. The basic differences between the laser build-up welding and the classic techniques (TIG build-up welding and soldering) of restoring of the geometry of the turbine blades have been determined. A comparative analysis of the structure of reconstructed layers by electron microscopy with elemental analysis of transverse sections of the samples is provided. The impact of each method on the base material of the blade has been explored; it was found that the method of furnace soldering and laser build-up welding has the least impact on the hardening γ' -phase of the cast alloy ЖС6-К. By elemental analysis, the presence in the structure of solder of the grid - admittedly of complex intermetallic compounds - as well as carbides of tungsten and chromium has been revealed. Microhardness (Hv) of the recovered layers and various phases of powdered solder ВПр24 have been determined. CTLEM (coefficient of thermal linear expansion of material) of the materials involved in the restoration has been measured.

Метод управления анизотропией прочностных свойств ПКМ на основе терморезактивных связующих горячего отверждения

Проценко А.Е., Телеш В.В., Проценко А.Н.

КнАГТУ, г. Комсомольск-на-Амуре

При получении изделий из полимерных композиционных материалов (ПКМ) на основе терморезактивных связующих горячего отверждения малая теплопроводность препрегов препятствует созданию равномерного поля температур по сечению изделия и приводит к первоочередному отверждению более нагретых слоев. Наличие температурного градиента приводит к возникновению анизотропии прочностных свойств ПКМ по толщине изделия, способствует короблению деталей, вследствие образования внутренних напряжений. Предотвратить образование внутренних напряжений в композите и улучшить его физико-механические свойства можно за счет управления скоростью отверждения в слоях препрега. [1,2]

Посредством ввода ингибитора отверждения NiCl_2 в 4, 8 и 12 слою пятнадцатислойного препрега СТ-69Н было предложено создать «разгрузочные» прослойки. При этом точка гелеобразования в

прослойках должна наступать позже, чем в трехслойных пакетах препрегов, между которыми они расположены.

Процесс отверждения и время гелеобразования отслеживались в реальном времени при помощи диэлектрического анализа.

Полученные образцы исходного пластика СТ-69Н и ПКМ, содержащего ингибирующие прослойки подвергались разрушающему контролю методом трехточечного статического изгиба. При этом выявление влияния неравномерной усадки и, как следствие, анизотропии прочностных свойств проводилось приложением знакопеременной нагрузки к соседним образцам, т.е. для первого образца нагрузка прикладывалась сверху, для второго снизу и т.д.

Согласно полученным данным представленная технология позволяет регулировать равномерность усадки ПКМ. Подтверждением последнего является возрастание предела прочности на изгиб (для верха – 17 %, для низа 7 %), уменьшение анизотропии прочности на 7.72 %.

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта № 14-08-31294 мол_а.

1. Protsenko A.E., Telesh V.V. Technological capabilities to increase strength of fiberglassreinforced plastic based on thermoset binder // Science, technology and life - 2014, Proceedings of the international scientific conference, Czech Republic, 2014, pp. 256 – 258

2. A.E., Protsenko A.N., Telesh V.V. Methods of control of the anisotropy of strength properties of multilayer polymer composite materials // “Fundamental and Applied Studies in the Pacific and Atlantic Oceans Countries” The 1st International Academic Congress, Tokyo, 2014, pp. 486 - 489

The way to regulate anisotropy of the strength properties of FRP based on hot curing thermoset binders

Protsenko A.E., Telesh V.V., Protsenko A.N.
KnASTU, Komsomolsk-na-Amure

During processing of polymer composite materials (PCM) based on hot curing thermoset binders, low thermal conductivity prevents to establishment of a uniform temperature field over the section of the product and leads to priority cure of hotter layers. The presence of the temperature gradient leads to rise of the anisotropy of strength properties of FRP, which promotes buckling due to the formation of internal stresses. Controlled influence on the velocity of curing reaction in prepreg layers can prevent formation of internal stresses and improve strength properties of PCM. [1,2]

The idea was to made “unloading” interlayers in composite through injection of the inhibitor of the cure process in 4, 8 and 12 layers of fifteen

layers prepreg. Wherein gelation point of interlayers should starts later than in three layers packages which are located above and below of them.

The cure process and gelation points were monitoring online via dialectical analysis.

Samples of the original and modified (containing inhibiting interlayer) plastics were subjected to destructive testing method of the three-point static bending Identification of the influence of non-uniform shrinkage and, as a result, the anisotropy of the strength properties were done with alternating load to adjacent samples. For example, to the first sample load was applied from above, to the second – below, etc.

According to the data, this technology allows to adjust the uniformity of shrinkage of PCM. Consequently, the flexural strength in modified samples increased (for the top - 17% for the bottom 7%) and anisotropy of strength properties decreased for 7.72%.

The study was supported by RFBR, research project No. 14-08-31294 мол а.

1. Protsenko A.E., Telesh V.V. Technological capabilities to increase strength of fiberglassreinforced plastic based on thermoset binder // Science, technology and life - 2014, Proceedings of the international scientific conference, Czech Republic, 2014, pp. 256 – 258

2. A.E., Protsenko A.N., Telesh V.V. Methods of control of the anisotropy of strength properties of multilayer polymer composite materials // “Fundamental and Applied Studies in the Pacific and Atlantic Oceans Countries” The 1st International Academic Congress, Tokyo, 2014, pp. 486 - 489

Экспериментальное определение механических характеристик полимерных покрытий с помощью испытательной установки INSTRON

Мартиросов М.И., Рабинский Л.Н., Серпичева Е.В.
МАИ, г. Москва

В работе проводятся экспериментальные исследования по определению механических характеристик образцов из листовой прокатной стали 08ПС (нелегированная конструкционная сталь с малым содержанием углерода) и алюминиевого сплава (лист) 1163РДТВ системы Al-Cu-Mg, на которые наносятся различные защитные покрытия полимерного типа. Образцы для испытаний представляют собой прямоугольные пластины (полосы) 12 мм x 120 мм различной толщины (0,8 мм, 1,0 мм, 1,5 мм, и 2,0 мм). Перед нанесением лакокрасочных покрытий на исследуемые образцы проводилась предварительная подготовка поверхностей: обезжиривание, а затем фосфатирование (для стали) и хроматирование (для алюминиевого

сплава). После этой операции наносилась полимерная порошковая краска на эпоксидно-полиэфирной основе электростатическим способом. Использовались краски фирм AKZO NOBEL (Голландия) и EUROPOLVERI (Италия). Далее для повышения механических свойств и придания поверхности дополнительной износостойкости, долговечности и ударпрочности на окрашенную поверхность наносился керамический лак CeramiClear Deltron D8105 фирмы PPG Industries (США). Этот лак содержит керамические наночастицы, которые после нанесения лака на поверхность, затвердевая в печи полимеризации, образуют густую сетчатую структуру, которая выступает в качестве защитного слоя окрашенной металлической поверхности, улучшает её эксплуатационные свойства. Нанесение покрытий проводилось в покрасочной камере фирмы Gema (Швейцария).

Проводились эксперименты на центральное растяжение и четырехточечный изгиб, сравнивались механические характеристики исследуемых образцов с аналогичными образцами без покрытия, а также с образцами, на которые на полимерную порошковую краску наносились различные упрочняющие полиуретановые лаки или декоративные лаки, не являющиеся наноструктурированными. Эксперименты проводились при комнатной температуре на универсальной испытательной машине INSTRON (Великобритания), модель 5960. Дается сравнение полученных экспериментальных результатов с данными численного моделирования методом конечных элементов с помощью программного комплекса MSC.PATRAN/MSC.NASTRAN.

Работа выполнена при финансовой поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (код проекта 11-01-00540_a).

Experimental definition of mechanical characteristics for polymeric overcoats by the INSTRON test unit

Martirosov M.I., Rabinsky L.N., Serpicheva E.V.

MAI, Moscow

The work contains research by definition of mechanical characteristics of samples from sheet rolling steel 08PS (not alloyed constructional steel with the small content of carbon) and an aluminum alloy (sheet example) Al-Cu-Mg system 1163RDTV covered with different types of polymeric overcoats. For test pieces are used rectangular plates (strips) 12 mm x 120 mm with various thickness (0,8 mm, 1,0 mm, 1,5 mm, and 2,0 mm). Before drawing paint and varnish coverings on the studied samples was carried out preliminary preparation of surfaces: degreasing, and then phosphate coating (for steel) and chrome plating (for an aluminum alloy). Then polymeric

powder paint on an epoxy and polyester basis was applied on the surface of test examples with the electrostatic method. We used paints of AKZO NOBEL firms (Holland) and EUROPOLVERI (Italy). Further to improve mechanical properties and give to a surface an additional wear resistance, durability and crash-worthiness, was applied the ceramic varnish of CeramiClear Deltron D8105 of PPG Industries firm (USA). This varnish contains ceramic nanoparticles which after drawing a varnish on a surface, hardening in the polymerization furnace, form dense mesh structure which acts as a protective layer of the painted metal surface, improving its operational properties. Drawing overcoats was carried out in a painting chamber, produced by Gema (Switzerland).

WE made experiments on the central stretching and a four-dot bend. Mechanical characteristics of the studied samples were compared to similar samples without covering, and to samples, covered with various strengthening polyurethane varnishes or decorative not nanostructured varnishes on polymeric powder paint. Experiments were made at the room temperature by universal test unit made by INSTRON (Great Britain), model 5960. We included comparison of the received experimental results with numerical modeling by method of final elements made by MSC.PATRAN/MSC.NASTRAN software.

Work is performed with financial support of the Russian fund of basic researches (a project code 11-01-00540_a).

**Совместное решение задач проектирования термостабильной
оснастки для производства крупноразмерных агрегатов
авиационных конструкций в системах ANSYS Workbench
и MATLAB**

Куркин Е.И., Садыкова В.О., Спирина М.О.
СГАУ, г. Самара

Жёстким требованием к технологии производства крупноразмерных агрегатов авиационных конструкций и инфузионной оснастке для их изготовления является обеспечение заданного теоретического контура и общей формы изделия после формовки с обязательными удовлетворениями требований по качественной пропитке и соблюдению температурного режима полимеризации. Технология формовки деталей из композиционных материалов предполагает полимеризацию связующего при высоких температурах. Поведение оснастки при ее нагреве существенно зависит от поведения стыков композиционных элементов со стальными. Адгезионное соединение стальных и композиционных элементов конструкции с учетом существенной разницы в их температурном расширении приводит (если не учитывать разрушение контакта) к изгибу тонких конструкционных элементов. Для

выбора способа соединения стальных и композиционных элементов требуется моделирование напряженно-деформированного состояния оснастки при нагреве под действием силы тяжести.

Первым этапом работы проведено создание конечно-элементной модели и расчет напряженно-деформированного состояния инфузионной оснастки из материалов с различным коэффициентом температурного расширения в системе ANSYS Workbench. Проведено моделирование условий эксплуатации оснастки при производстве – при ее расположении на ровном полу на всех опорах, при расположении на трех опорах в случае неровного пола а также при транспортировке оснастки на тележке AGV и на траверсе. Рассмотрены случаи воздействия температурных полей на конструкцию инфузионной оснастки при ее нагреве до 200 °С.

Для оценки температурных деформаций, вызванных стеснением формообразующей поверхности из углепластика, проведено сравнение перемещений формообразующей поверхности при ее закреплении на раме оснастки и свободном нагреве. Результаты расчета, записанные ANSYS Workbench в виде текстового файла, содержащего номера узлов и значения проекций перемещений, были импортированы в MATLAB. Затем, в системе MATLAB, проведено сравнение температурного расширения при различных способах закрепления формообразующей поверхности и рассчитан максимальный модуль расхождений температурного расширения стесненной и свободной поверхности.

В результате предложено техническое решение, согласно которому стало возможно применение стальных крепёжных элементов в конструкции оснастки, изготовленной из композиционных материалов, которые не вызывают локальных короблений формообразующей поверхности при нагреве оснастки.

Coupled solution of thermostable tool designing problem for large-size aircraft units production in ANSYS Workbench and MATLAB systems

Kurkin E.I., Sadykova V.O., Spirina M.O.

SSAU, Samara

Strict requirement to the production technology of large-sized aircraft units and to the infusion tool for their production is provision of high accuracy of the theoretical surface with mandatory quality of impregnation and polymerization temperature conditions. Technology molding parts made of composite materials involves the polymerization of the binder at high temperatures. Tool behavior during its heating greatly depends on the behavior of joint type between composite and steel elements. Bonded contact of steel and composite structural elements in case of significant differences in their thermal expansion (if not to take into account its destruction) leads to

bending of thin structural composite elements. Contact type selection between steel and composite elements required modeling of the infusion tool stress-strain state problem under the influence of heating and gravity.

The first stage of work was finite element model building and calculation of the stress-strain state of the infusion tooling materials with different coefficients of thermal expansion in the ANSYS Workbench. The tool simulation under its maintenance conditions was done. The cases of its location on a level floor on all supports, at the location on three supports on uneven floor as well as transport on the AGV on the traverse were studied. The cases of the temperature fields impact on the infusion tool under heating to 200 °C were investigated as well.

To estimate thermal deformation caused by the constraint of the carbon molding surface was compared strains in case of constraint molding surface during its attachment to the frame and in case of free heating. The ANSYS Workbench calculation results were recorded as a text file containing a number of units and values of the displacements and were imported into MATLAB. Then, in the MATLAB, we compared of thermal expansion at various ways of the molding surface constraints and calculated the maximum difference between the thermal expansion of constrained and free surface.

The result is suggested technical solution, according to which it was possible to use steel fasteners in the construction of infusion tool made of composite materials such way that don't lead the local molding surface warpage during its heating.

Задачи науки и технологии повышения прочности остекления самолёта

Старцев Ю.К.

СПбГУ ГА, СПбГТИ (ТУ), г. Санкт-Петербург

Целью работы являлся анализ реальных причин появления трещин в элементах авиационного остекления и выработка некоторых предложений, способных снизить вероятность их появления. Основы такого анализа были заложены работами, выполненными ранее.

Для остекления летательных аппаратов (ЛА) уже более ста лет применяются неорганические закалённые стёкла (НЗС). Для воздушных и морских судов уровень прочности, обеспечиваемый одной только закалкой стекла, оказывается недостаточным. Поэтому прибегают к триплексированию – процессу склеивания двух упрочнённых листов стекла с поливинилбутиральной пленкой между ними, а еще большее увеличение прочности достигается в результате использования комбинированного метода, сочетающего закалку с ионным обменом поверхности стекла в расплаве подходящей соли. Разнообразные комбинации закалённых листов стекла с пластинами, упрочнёнными

ионным обменом, широко применяются в конструкциях лобовых стёкол и форточек современных широкофюзеляжных ЛА.

Иллюминаторы пассажирских салонов ЛА в подавляющем большинстве делают из ориентированных органических стёкол (ОС), представляющих собой полиметилметакрилат, модифицированный добавками, повышающими стабильность ОС под воздействием озона больших высот и УФ излучения Солнца. Применение в элементах ЛА неметаллических материалов с улучшенными свойствами и нетрадиционных технологий их изготовления позволяет создавать изделия конструкционной оптики с принципиально новыми аэродинамическими и конструктивными формами.

Замена на борту ЛА аналоговых приборов на современные информационные панели (переход на так называемую авионику или индикаторы на лобовом стекле), равно как и совершенствование формы фюзеляжа ЛА, требуют иных технологических приёмов и решений. Уже в скором времени в классе НЗС потребуются абразивостойкие и термopочные, но более легкие сэндвичевые панели с электрохромными покрытиями.

Но этот период вряд ли продлится долго, так как на смену визуальному изображению внекабинного пространства уже готово прийти «виртуальное изображение», формируемое видеокамерами, для которых площадь остекления неизмеримо меньше даже одного иллюминатора, не говоря о лобовом стекле и форточках кабины пилотов. Впрочем, в этом случае и необходимость в кабине отпадает, поскольку на информационные панели проектируются изображения камер, необходимые данному члену экипажа в этот момент.

Science and technology tasks for increase of durability of aircraft glazing

Startsev Yu.K.

SPbSU CA, SPbSTI (TU), St. Petersburg

The aim of the research was to analyze the real causes of the breaks in aircraft glazing and develop proposals that might reduce the likelihood of their occurrence. The basis for this research had been formed over the years.

Hardened inorganic glass (HIG) had been used for aircraft (AC) glazing for over a hundred years. However, the level of strength provided by hardened glass is insufficient. To improve this, the triplex process of gluing two hardened glass sheets with butyral resin film between them is widely used. An even bigger increase in strength is achieved through a method that combines hardening with ion exchange of glass surface in molten salts. The combination of hardened glass sheets with glass windshield strengthened by ion exchange are widely used in window designs of modern wide-body aircrafts.

Passenger cabin windows are usually made of oriented organic glass (OG) featuring the perspex modified with additives which increase stability of the OG under the influence of high-altitude ozone and UV radiation from the Sun. Application of non-metallic materials with improved properties and innovative manufacturing technologies in the aircrafts' construction, allows to build ingenious optic forms with new performance, aerodynamic and structural features.

Replacement of the analog cockpit with modern aircraft avionics, as well as improved fuselage shape, require different technological methods and solutions. It is already clear that HIG will need to be lighter, carry electrochromic coatings and be abrasive- and heat-resistant.

But very soon now, these technologies will be replaced by "virtual imaging" generated by cameras, for which the glazing area is much smaller than the windscreen. And then even traditional cockpit will become obsolete, since the images projected onto the dashboards will be specifically tailored for each crew member at any given time point.

Исследование влияния технологических условий обработки и покрытия металлорежущего инструмента на степень наклепа и шероховатость поверхности при фрезеровании

Филиппова А.В., Безъязычный В.Ф., Прокофьев М.А., Ёлкин М.С.
РГАТУ, г. Рыбинск

Целью данной работы являлось решение задачи установления функциональной зависимости, отражающей влияние технологических условий обработки на характеристики параметров качества поверхностного слоя (шероховатость и степень наклепа) и их взаимосвязь между собой.

В ходе работы были проведены исследования влияния подачи, скорости резания и других параметров технологического процесса на величину параметров шероховатости и микротвердости поверхности на примере фрезерования при обработке концевыми фрезами как без покрытия, так и с покрытием (материал режущей части инструмента – BK10XOM) при следующих условиях:

- при постоянной скорости резания V , м/мин и частоте вращения шпинделя n , об/мин;
- при постоянной подаче на зуб S_z , мм/зуб;

Сравнительный анализ показателей подтверждает, что выбор режимов резания и наличие или отсутствие покрытия у металлорежущего инструмента оказывает существенное влияние на качество обработанной поверхности. Полученные аналитические зависимости позволяют рассчитывать оптимальные режимы обработки для фрезерования при использовании фрез, как без покрытия, так и с

покрытием с обеспечением максимально достижимого качества поверхностного слоя обрабатываемой детали.

Результаты испытаний дают основание использовать полученную зависимость для практического применения степенной зависимости параметров шероховатости Ra, Rz, Sm и микротвердости HV при фрезеровании от режимов резания и применяемого инструмента.

Определены возможности управления процессом механической обработки для обеспечения требуемых параметров точности и качества поверхности. Фрезерная обработка должна вестись на таких режимах, при которых наиболее полно используются мощность станка и стойкость инструмента, обеспечивается высокое качество обработки при минимальной ее себестоимости, и создаются безопасные условия работы.

Результаты работы получены в рамках выполнения базовой части государственного задания Минобрнауки России (НИР 824).

Studying of the cutting modes influence and coating cutting tools on the surface roughness and microhardness with milling processing

Philippova A.V., Bezyazichny V.F., Prokofiev M.A., Yelkin M.S.

RSATU, Rybinsk

The aim of this work was the solution to the problem of establishing a functional relationship, reflecting the effects of processing conditions on the technological characteristics of the surface layer quality parameters (the surface roughness and microhardness) and their relationship to each other.

During the studies were conducted influence the feed speed of cutting and other process parameters on the magnitude of roughness and microhardness of the surface of the example milling the processing end instruments both uncoated and coated (material cutting part - VK10HOM) under the following conditions:

- at a constant cutting speed V , m/min and spindle rotational speed n , rev/min;
- at a constant feed per tooth S_z , mm/tooth;

The comparison of values proves the choice of cutting mode and the presence or absence coating cutting tools has a significant influence on the processed surface quality. The analytical dependences allow to calculate the optimum cutting data for milling cutters using uncoated and coated with securing the highest quality of the surface layer of the workpiece.

The dependency, acquired as a result of the experiment, enables a power dependence between surface roughness values – Ra, Rz, Sm, microhardness – HV and milling modes to be used in practice. The possibilities in the managing of the processing for the provision of required accuracy and quality has been determined.

The possibilities control machining process to ensure the required accuracy of the parameters and surface quality. Milling must be carried out in such conditions under which most fully use the power of the machine and tool provides high quality characteristics at a minimum its cost, and create a safe working environment.

Адаптивное изменение жесткости системы стол-приспособление-деталь на базе системы с нулевой точкой

Черных Д.М., Трофимов В.В.
ВГТУ, г. Воронеж

В настоящее время актуальны вопросы повышения производительности механической обработки и качества обработанной поверхности деталей для авиакосмической отрасли. Существует ряд высокопроизводительных технологий, одной из которых является высокоскоростная обработка (ВСО). При внедрении ВСО на производство возникает ряд сложностей, в частности возникновение резонансных вибраций в системе стол-приспособление-инструмент-деталь (СПИД).

Для решения данных проблем был проведен анализ элементов упругой системы станка, выявлено их влияние на возможность возникновения резонансных вибраций. Регенеративные вибрации представляют собой периодическое изменение силы резания. Эти изменения вызваны переменной толщиной срезаемого слоя, оставленного после предыдущего прохода инструмента.

Возникающие вибрации со значительными амплитудами колебаний обусловлены резонансом между собственными частотами обрабатываемой детали и составляющими частотного спектра силы резания, определяемыми импульсным воздействием зубьев в ее режущей части на деталь.

В данной работе представлена информационно - измерительная система (ИИС) для контроля возникновения резонансных вибраций в процессе резания. Её цель заключается в том, чтобы сформировать полную картину вибраций, возникающих в упругой системе станка. Это позволило своевременно влиять на процесс обработки с целью их нивелирования.

Для изменения жесткости системы стол-приспособление-деталь (СПД) было решено использовать систему с нулевой точкой (англ. Zero Point System, сокр. ZPS). Она представляет собой приспособление для быстрого снятия-установки заготовок с высокой точностью и повторяемостью. Был уменьшен типоразмер зажимных модулей и соответственно увеличено их количество. Модальный анализ показал,

что изменение числа и расположения зажатых nipples модулей ZPS позволяет влиять на собственную частоту системы СПД.

Для адаптивного изменения состояния модулей был разработан прототип устройства. Он состоит из набора печатных плат с микроконтроллером, драйверов шаговых двигателей, шаговых двигателей, компрессора и регулируемых клапанов. Исходя из данных, полученных с ИИС, шаговые двигатели открывают-закрывают клапаны, тем самым изменяя состояние модулей ZPS.

Adaptive change of rigidity in the system «table– tool –part» based on the zero point system.

Chernykh D.M., Trofimov V.V.
VORSTU, Voronezh

At present, the task of improving the efficiency of the mechanical treatment and the quality of the treated surface of the parts in the aero-space industry is pressing. There is a number of the high-efficiency techniques one of which is a high-speed machining (HSM). While introducing HSM into manufacturing, we face a number of complexities, resonance vibrations in the system “table-tool-part” (TTP) being one of the most important of them.

To solve the problem, the analysis of the components of the machine-tool elastic system has been conducted and their influence on the possibility of the resonance vibrations arising has been revealed. Regenerative vibrations represent periodic change in cutting force. These changes arise due to the varying width of the cut left after the previous pass of the tool.

Arising vibrations with considerable amplitudes of oscillations are caused by the resonance between fundamental frequencies of the work piece and the elements of the frequency spectrum of the cutting force.

In the present study, the informational and measuring system (IMS) is introduced for the control of the resonance vibrations during the cutting. The purpose of this system is to generate a complete overview of the vibrations arising in elastic system of the machine tool. It allows us to eliminate the influence of such vibrations on the machining process.

To change the rigidity of the system “table-tool-part” (TTP), it has been decided to use the system with the Zero Point System (ZPS). It is in fact the tool for the fast removal and installation of the work pieces with split-hair accuracy and recurrence. The standard size of the tightening modules has been diminished and their number has been increased, accordingly. The modal analysis demonstrates that the change in the number and the arrangement of the grasped nipples of the ZPS modules allows us to adjust the TTP system basic frequency.

The device prototype has been developed for the adaptive change in the state of the modules. It includes the set of the printed circuit boards with the

microcontroller, the drivers for the stepping drives, the stepping drives, the compressor and the adjustable valves. Proceeding from the data received by IMS, the stepping drives open and close the valves, thereby changing the state of the ZPS modules.

Полимерные композиционные материалы в трехслойных сотовых панелях пола воздушных судов

Шершак П.В.
НИАТ, г. Москва

Основными требованиями к панелям пола для современных пассажирских самолетов являются: обеспечение пожаробезопасности, минимальной массы, достаточной жесткости, прочности, стойкости к ударным и др. сосредоточенным нагрузкам. Эти и многие другие специальные задачи наилучшим образом решаются применением полимерных композиционных материалов в самых разнообразных видах конструктивно-технологических и материаловедческих решений.

В отличие от зарубежных фирм, где производство панелей пола воздушных судов развивалось как самостоятельное направление, отечественные предприятия в производстве панелей пола используют технологии и исходные материалы, разработанные для конструкций другого назначения. Таким образом, получаемые российскими производителями панели пола не могут быть конкурентоспособны с зарубежными.

Для получения панелей пола из отечественных материалов, не уступающих зарубежным, необходимо решить ряд материаловедческих и технологических задач, как получение отечественных специальных негорючих связующих и клеевых препрегов на их основе и разработка технологии горячего прессования панелей в многоэтажном прессе. В ОАО НИАТ был проведен ряд исследовательских работ по данным направлениям.

Результаты проведенного анализа отечественных армирующих наполнителей по упруго-прочностным и весовым показателям, с учетом условий равнопрочности получаемых обшивок, показали целесообразность использования в качестве волокнистой основы высокомодульное, высокопрочное стекловолно. Применение высокомодульной стеклоткани дает возможность получать препреги с достаточно широким спектром поверхностной плотности для панелей пола различного назначения.

Для обеспечения необходимой прочности и надежного склеивания обшивок с сотовым наполнителем было разработано специальное модифицированное эпоксидное связующее полностью соответствующее требованиям АП-25 по пожарной безопасности.

Разработанная технология изготовления сотовых панелей пола на основе полученных связующего и препрега позволяет решить задачу производства конкурентоспособных с зарубежными панелей пола из отечественных материалов.

Polymer matrix composite materials in aviation sandwich floor panels

Shershak P.V.
NIAT, Moscow

The main requirements for floor panels of modern passenger aircraft are: fire safety, minimum possible weight, sufficient hardness and strength, resistance to impact and concentrated load. These and many other special tasks are best solved using polymer matrix composite materials in various kinds of design, technology and material science solutions.

Contrary to foreign companies, where the production of aircraft floor panels developed as an independent direction, Russian companies in the production of floor panels use the technology and initial materials developed for other designs purposes. Thus, floor panels produced by Russian manufacturers can not be competitive with production of other countries.

To obtain floor panels made of Russian materials and not conceding to foreign ones, it is necessary to solve a range of materials science and engineering tasks, such as producing special self extinguishing resins and prepregs based on its resins, also the development of hot-pressed panels technology in multi stage press must be solved. NIAT has carried out a range of scientific researches in this field.

The analysis of reinforcing fillers produced by Russian companies by elastic-strength and weight parameters, considering circumstances of equal strength of obtained skins showed the feasibility of using high modulus and high strength fiberglass as reinforcements in facing. Application of high-modulus fiberglass allows to obtain prepregs with a wide range of surface density for floor panels for different purposes.

To ensure the necessary strength and reliability of bonding between facings and honeycomb, the specially modified epoxy resin in full accordance with AP-25 fire safety requirements has been developed.

The developed technology for sandwich floor panels production based on obtained resin and prepreg solves the problem of production floor panels of Russian initial materials fully competitive with floor panel produced by foreign companies.

Обоснование выбора оптимального технологического процесса обработки по производительности

Шувалова Т.А.
РГАТУ, г. Рыбинск

Целью данной работы являлось обоснование выбора рационального технологического процесса обработки на примере детали «Диск». Объектами исследования были три вида технологических процессов, а именно:

- технологический процесс обработки детали на универсальном оборудовании;
- технологический процесс обработки детали на оборудовании с ЧПУ;
- технологический процесс обработки детали с использованием как универсального оборудования, так и оборудования с ЧПУ.

На первом этапе исследования проведен анализ влияния качественной оценки технологичности детали на выбор оборудования с помощью разработанного алгоритма обработки детали на технологичность, включающего в себя 3 уровня.

На втором этапе дана количественная оценка технологичности. Для этого были рассмотрены технологические процессы обработки детали с последующим расчетом для них коэффициента технологичности, составляющими которого являются: коэффициент конструктивной сложности детали, коэффициент шероховатости обработанных поверхностей, коэффициент точности обработки, коэффициент взаимного расположения поверхностей, коэффициент унификации конструктивных элементов, коэффициент обрабатываемости детали и коэффициент концентрации обработки. Оптимальный вид оборудования был определен по наименьшему значению коэффициента технологичности.

На третьем этапе анализа выполнен расчет производительности данных технологических процессов. Для упрощения расчета использовались средние значения времени выполнения отдельных рабочих и холостых ходов. Более производительный вид оборудования для детали определен по наибольшему значению производительности.

На последнем этапе исследования была дана оценка себестоимости изготовления детали с учетом следующих затрат: на оплату труда и отчисления, на оборудование и оснастку, на переналадку и программирование, на технологическую энергию. В результате расчета были сделаны выводы об экономической эффективности процессов для возможных годовых программ выпуска детали.

На основе совокупности полученных результатов четырех этапов анализа сделаны выводы о рациональности использования оборудования в конкретных условиях.

Результаты работы получены в рамках выполнения базовой части государственного задания Минобрнауки России (НИР 824).

Justification of a choice of optimum technological processing on productivity

Shuvalova T.A.
RSATU, Rybinsk

The purpose of this work was justification of a choice of rational technological processing on the example of a detail "Disk". Three types of technological processes were objects of research, namely:

- technological processing of a detail on the universal equipment;
- technological processing of a detail on the equipment with ChPU;
- technological processing of a detail with use of both the universal equipment, and the equipment with ChPU.

At the first investigation phase the analysis of influence of quality standard of technological effectiveness of a detail on an equipment choice by means of the developed algorithm of working off of a detail on technological effectiveness including 3 levels is carried out.

At the second stage the quantitative assessment of technological effectiveness is given. Technological processing of a detail with the subsequent calculation of technological effectiveness coefficient for them which components are was for this purpose considered: coefficient of constructive complexity of a detail, coefficient of a roughness of the processed surfaces, processing accuracy coefficient, coefficient of a relative positioning of surfaces, coefficient of unification of constructive elements, coefficient of a workability of a detail and coefficient of concentration of processing. The optimum type of the equipment was determined by the smallest value of coefficient of technological effectiveness.

At the third analysis stage calculation of productivity of these technological processes is executed. For simplification of calculation average values of time of performance of certain workers and the single courses were used. More productive type of the equipment for a detail is determined by the greatest value of productivity.

At the last investigation phase the assessment of cost of production of a detail taking into account the following expenses was given: on compensation and assignments, on the equipment and equipment, on readjustment and programming, on technological energy. As a result of calculation conclusions were drawn on economic efficiency of processes for possible annual programs of release of a detail.

On the basis of set of the received results of four analysis stages conclusions are drawn on rationality of use of the equipment in specific conditions.

Results a job are got within performance of a basic unit of the state task of the Ministry of Education and Science of the Russian Federation (NIR 824).

Влияние предварительной затяжки на плотность стыка болтовых соединений

Рогоулин П.Н., Хайдуков Л.К.
НПО Автоматики, г. Екатеринбург

Целью данной работы являлось моделирование и оценка влияние предварительной затяжки на плотность стыка в сложных болтовых соединениях при помощи программного комплекса ANSYS. Проведенный обзор литературы показывает актуальность данной задачи. В работе рассмотрены типы контактов и метод расчёта. Сложность задачи заключается в определении нейтральной линии, разделяющей зону сжатия (контакта соприкасающихся поверхностей в стыке) от зоны растяжения (зона работы болтов). Учитывая, что формы фланцевых стыков, расположение болтов и действующая внешняя нагрузка могут быть разнообразны, то в этом случае задача сильно усложняется и практически становится не разрешимой даже графо-аналитическим методом. В данной работе оценка плотности стыка производилась при приложении растягивающей нагрузки и изгибающего момента по критерию нормальных напряжений и по критерию зазора.

На первом этапе рассмотрено влияние предварительной затяжки при воздействии растягивающей силы. Проведено сравнение и расчёт нормальных напряжений в стыке и шпильке. С помощью полученных результатов, был определён коэффициент основной нагрузки. Определение коэффициента основной нагрузки проведено путем сравнения напряженно-деформированного состояния шпильки, с предварительной затяжкой и без неё, от действия внешней осевой растягивающей силы.

На втором этапе к модели был приложен чистый изгибающий момент. При анализе результатов определён момент раскрытия стыка, построены графики изменения нормальных напряжений в конструкции. В расчёте приведены характерные сечения конструкции и показано образование зазора в стыке.

Данная работа может быть рекомендована для расчёта болтовых соединений.

Impact of pretension on close of the butt of bolted joints

Rogulin P.N., Khaidukov L.K.
NPO Автоматики, Yekaterinburg

The aim of this project was to model and evaluate the impact of pretension on closed butt in complex bolt joints with the use of CAD - system ANSYS.

The study of references shows relevance to this specific problem. The types of contacts and the method of calculation are looked over in this project. The complexity of the problem is the definition of the neutral filament which divides the compression zone (contact surfaces in the butt) from the tensile stress zone (bolt zone).

Given that the forms of flange joints, the placing of the bolts and the acting load may differ, means that in this case the problem becomes more complex and almost unsolvable, even with the help of grapho-analytical method. In this project, the evaluation of the close of the butt was conducted under the tensile load and bending moment due to normal stress and the gap.

At first stage, the influence of pretension under tensile load was looked over. The comparison and calculation of normal stress in the butt and in the bolt was conducted. Using the obtained results, the load factor was identified. The identification of the load factor was performed by comparing the deflected mode with and without pretension under the tensile load.

At the second stage, a pure bending moment was applied to the model. When analyzing the results, the moment when the joint opened was identified. The plots of normal stress were conducted. The most important sections and forming of the gap are shown in calculations.

The given project may be recommended for bolted joint analysis.

Алфавитный указатель

Index

Abashin M.I.	474	Bobe L.S.	83
Abdullin M.R.	96	Bober S.A.	387
Abgaryan V.K.	128	Bobronnikov V.T.	204
Abramov G.A.	168	Bochkova A.G.	336
Afonina O.A.	351	Bogatyi A.V.	142
Agarchin S.A.	262	Bogatyi A.V.	113
Akhmetzhanov R.V.	113, 142	Bolshakov K.K.	298
Aksenov S.A.	387, 486	Bondarev V.G.	12
Aleksandrov, E.G.	222	Borisov Y.Y.	228
Aleksandrova T.G.	104	Borovik I.N.	152
Alekseeva P.A.	330	Brekhov O.M.	170, 177
Altunin K.V. 96, 123, 143, 155, 165		Bronnikov D.V.	230
Altunin V.A. 96, 123, 143, 155, 165		Bukatyi A.S.	102
Andreeva O.Y.	332	Bulgakov D.V.	14
Andrianov D.I.	157	Bulyakkulov M.M.	389
Andrić M.	10	Bulygin M.L.	233
Andryushin A.S.	98	Busurin V.I.	173, 210
Anosova N.P.	383	Buyanov M.V.	390
Antipov V.V.	294	Bykov L.V.	58, 448
Antropov N.N.	142	Chayka R.V.	318
Artyushchik V.D.	334	Chazov V.V.	68
Astaeva V.V.	52	Chekina E.A.	469
Azanov V.M.	381	Chemerisova A.V.	376
Baev A.B.	248	Cherevko A.I.	195, 218
Bagno D.V.	230	Chernakov V.V.	162
Balashov A.L.	145	Cherniy I.A.	116
Balashov V.V.	142	Chernobrovov A.I.	367
Balken D.B.	54, 73	Chernykh D.M.	500
Balyan A.V.	170	Chicherova E.V.	220
Balyk V.M.	66, 84	Danilihin A.M.	111
Baranov V.V.	111	Davtyan L.G.	406
Beklemishev F.S.	296	Davydov A.D.	338
Beliayev V.P.	450	Demidenko V.P.	123, 165
Belichenko M.V.	385	Diagileva E.S.	104
Bellustin N.S.	280	Dianova E.V.	340, 342
Berezhnoy V.N.	100	Dobychina E.M.	276
Bezyazichny V.F.	498	Dolgopолоv V.P.	56
Blumental S.V.	288	Dorofeev S.A.	482
Blumental Y.V.	288	Dronov P.A.	136

Dubensky A.A.	172	Grishin R.A.	113
Dubinsky M.O.	342	Grishina A.A.	52
Dudkin K.K.	56	Gromakov Y.A.	278
Dushkin Yu.V.	195, 218	Groshev A.V.	403
Dvornikov M.V.	302, 316	Grotova O.N.	187
Dyachkov P.L.	238	Gubaydullin I.H.	405
Dyakonov G.A.	142	GuidoBaruzzi	411, 412
Efimov A.G.	15	Guo Zheng	93
Egorov A.V.	408	Gusakov A.G.	334
Egorov V.G.	484	Halulin G.F.	213
Egorov V.V.	240	Hilko V.I.	111
Ermakova O.V.	340	Hou Zhong-xi	93
Eskin V.I.	213	Iakupov A.Yu.	177
Evsjukov A.A.	213	Iashynin A.M.	290
Ezhov A.D.	58	Ibragimov D.N.	411
Favstova L.A.	256	Iksanov H.S.	162
Favstova L.A.	285	Ilyasov K.V.	170
Fedorenko Yu.V.	387	Ilyasov R.I.	172
Fedoristova Yu.A.	285	Ilyina A.N.	175
Fedorov P.V.	463	Indrulenayte Yu.A.	412
Fedotova M.A.	344	Ionov V.A.	17
Fedunov B.E.	322	Ippolitov S.V.	12
Fesenko S.V.	283	Iurev A.I.	64
Firsyuk S.O.	92	Ivanenko V.N.	104
Fossaty M.	411, 412	Ivanov A.V.	111
Frolova O.A.	403	Ivanov D.N.	62
Fyodorov D.Y.	121	Izmaylov A.A.	235
Galeev. A.B.	478	Kadyrov J.R.	303
Garibyan B.A.	396	Kalimulin I.F.	414
Garipov A.O.	398, 405	Kaloshina M.N.	336, 342, 376
Gaskarov M.Z.	398	Kan Yu.S.	381, 392
Gerepelkin V.V.	68	Kapelyukha D.D.	347
Gidaspov V.Yu.	399	Kashirin D.A.	113
Goldfeld M.A.	150	Kazaryan A.V.	189
Gorbunova A.A.	248	Khadanovich D.V.	211
Gorbunova Y.A.	401	Khaidukov L.K.	506
Gorelikov L.F.	232	Khakimov A.I.	48
Grachev V.A.	79	Khalina A.S.	465
Gribanov A.S.	15	Kharlamov A.N.	240
Grinev A.Yu.	235	Khartov S.A.	116, 148, 153
Grinko A.S.	300	Khizhnyakov Y.N.	158
Grishin M.V.	480	Xhomin T.M.	88

Khomutskaya O.V.	466	Kremenetskaya M.E.	52
Khorev T.S.	215	Kremenetskaya M.Y.	168
Kim V.P.	114	Krikov D.S.	250
Kiunov Ya.S.	416	Kruglov K.I.	128
Klimanov V.P.	242	Ksenofontova L.N.	246
Klimov V.G.	488	Kudryavtsev A.S.	344
Klyagin V.A.	41	Kudryavtseva I.A.	438
Knyazeva V.V.	326	Kukhareno N.I.	450
Kobzeva I.N.	208	Kuleshov M.F.	208
Kocherova E.E.	125	Kulifeev Y.B.	312
Kohanova S.Ya.	143	Kulikov N.I.	21
Kohanova S.Ya.	123	Kulkov V.V.	353
Kokoreva O.A.	118	Kuprin I.L.	338
Kolesnikova Iu.S.	177	Kuptsov V.V.	65
Kolokolnikov F.A.	179, 224	Kurkin E.I.	494
Kolomensky A.B.	484	Kurkina E.V.	420
Kolosov V.M.	244	Kustov S.R.	254, 273
Kolosovskaya T.P.	308	Kuzmin I.Yu.	195, 218
Komarova A.M.	349	Kuznetsov A.D.	19
Komissarov A.A.	246	Kuznetsov G.Yu.	252
Konovalova O.V.	330	Kuznetsov I.V.	195
Konovalyuk M.A.	248	Kuznetsov Yu.V.	248
Kopylov A.V.	121	Larin S.N.	480
Korenkov K.V.	310	Latsheva V.V.	355
Korneenkova A.V.	170	Lavrov D.P.	376
Korobkov V.V.	210	Le Duc Tiep	182
Korotkov M.O.	98	Lelkov K.S.	184
Kostin G.F.	423	Lepikhov A.V.	423
Kostishin M.O.	185	Li Li	93
Kostishin M.O.	181	Limonnikova E.V.	195, 218
Kostomarov E.S.	224	Lipov B.P.	22
Kovalenko K.A.	64	Lisejkin V.A.	130
Kovalenko P.V.	79	Lobanov I.E.	132
Kovalev K.L.	172, 208	Loeb H.W.	128
Kovalyov V.I.	39	Loginov A.N.	121
Kozhevnikov V.V.	113, 116	Lomtev S.O.	136
Kozlov D.S.	418	Lopatkin D.V.	12
Kozlova N.M.	305	Lovitsky L.L.	134
Krasinskaya E.M.	175	Luchkov A.N.	26
Krasinsky A.Ya.	175	Lukyanov O.E.	24
Krasko V.Ya.	127	Lutsenko A.Yu.	70
Krasnoshtanov V.A.	351	Maistrenko E.V.	292

Makarenko A.V.	21, 28	Musatov R.V.	434
Makarevskiy D.I.	98	Muzyka M.M.	195, 218
Makovetsky M.B.	30	Myhametshin T.A.	46
Malenkov A.A.	66	Mytsov A.J.	336
Malygin D.V.	425	Naing Htoo Lwin	189
Markelov V.V.	185	Nalivaychenko D.G.	150
Markov Yu.G.	68	Narizhnyj A.A.	160
Martirosov M.I.	492	Nasonova L.R.	438
Martyanova A.V.	427	Natalchenko T.D.	136
Martyugin S.A.	427	Naumov A.V.	390
Martyushova Y.G.	428	Nazarova D.K.	70
Mashеров P.E.	138	Nechaev V.A.	185
Mashkin M.N.	224	Nechaev V.S.	368
Mazepa R.B.	258	Nedelko D.V.	46, 48, 49
Medenkov A.A.	305, 316	Nelin I.V.	290
Medenkov A.A.	302	Nesterov V.A.	312
Melikova M.B.	31	Nesterovich T.B.	302, 305, 316
Melnik I.I.	256	Nguyen Thanh Son	191
Melnikov V.E.	193	Nicolaev E.I.	35
Merkulov G.A.	396	Nikitin A.O.	260
Mesnyankin S.Yu.	58	Nikitin P.V.	389
Michalik V.I.	357	Nikolaev E.I.	36
Mikhailov S.A.	49	Nikolaev S.E.	405
Mikhaylov N.A.	314	Nikolaev E.I.	398
Mikhaylov V.Y.	258	Nikolaeva E.A.	71, 416
Miloserdov M.S.	252	Nikolaeva M.N.	35
Min Min Thaw	187	Nikolaev E.I.	405
Mironova M.M.	312	Nikolichev I.A.	440
Mkhitaryan G.A.	436	Norenko A.Y.	121
Modestov K.A.	172	Nosov A.S.	318
Mogulkin A.I.	142	Nosovsky A.M.	442
Moiseev D.V.	90	Novikov A.S.	359
Moiseev G.V.	33	Nyagulov M.R.	54, 73
Moiseev K.L.	430	Obuhova L.A.	143
Moiseeva S.G.	90	Obukhov V.A.	142
Molchanov A.M.	448	Ohotnikov D.A.	290
Molodenkov A.V.	432	Okhotnikov D.A.	264, 272
Molodenkova T.V.	432	Onegin E.E.	443
Monahov S.V.	213	Oparin A.S.	75
Muhametshin T.A.	48	Orlov A.A.	260
Mukhamedieva L.N.	442	Osadchiy N.V.	163
Murzin A.N.	140	Ovchinnikov V.I.	398

Ozerov D.S.	442	Prosvirina N.V.	363
Ozerov E.V.	12	Protsenko A.E.	490
Panev A.S.	444	Protsenko A.N.	490
Pantykhin K.N.	405	Prozorova E.V.	451
Pantyukhin K.N.	36	Prudnik D.O.	64
Parafes S.G.	62, 75	Pugachev A.O.	147
Parfenov N.M.	262	Pugachev U.N.	17
Paschenko A.A.	264	Pugachev U.N.	14, 30
Pastuhov A.A.	39	Puravina A.G.	365
Pegachkova E.A.	401, 406, 430	Rabinsky L.N.	492
Perchikhin O.I.	320	Ravikovich Y.A.	147
Pereslegin L.A.	266	Redko B.I.	376
Petrov I.A.	41, 267	Reshchikov M.A.	179
Petrukhin V.A.	193	Reshetnikov D.A.	328
Petrunina E.V.	446	Rogov D.A.	79
Pham Anh Tuan	210	Rogulin P.N.	506
Pham Viet Anh	287	Romanov A.A.	270
Pham X.Q.	90	Romanov O.T.	224
Philippova A.V.	498	Rudenko E.A.	463
Pikalov V.P.	160	Rumyantsev D.S.	326
Pismarov A.V.	77	Ryazanova E.V.	367
Platonenkov C.V.	195	Rybakov K.A.	455
Platonenkov S.V.	218	Rybnikov S.I.	81, 191
Platonov E.N.	123, 143, 155	Sadrtdinov V.D.	134
Platonov I.M.	448	Sadykova V.O.	494
Plokhikh A.P.	142	Safonov A.I.	459
Plotnikova A.Yu.	197	Safronov V.V.	145, 202, 368
Plyatsovoy A.A.	322	Sakovich I.A.	195, 218
Podivilova E.O.	199	Salnikov N.A.	83
Podkorytov A.N.	269	Samokhina K.E.	28
Polyakov V.B.	294	Sapunkov Ya.G.	432
Poplavski B.K.	450	Savchenko I.A.	272
Popov A.V.	157	Savkin L.V.	457
Popov B.B.	478	Schetinin V.E.	225
Popov G.A.	142	Semenchikov N.V.	45
Porshnev V.A.	145	Semina A.P.	370
Potapenko I.V.	361	Semusheva C.M.	173
Prokhorov A.S.	201	Serkin F.B.	461
Prokhorov P.D.	324	Serpicheva E.V.	492
Prokofiev M.A.	498	Severov A.A.	202
Pronin Yu.A.	31	Shakirov M.Z.	49
Prostov Yu.S.	453	Shaykhlislamov S.H.	288

Shchegolev A.A.	165	Sudakov V.A.	213
Shcherbak V.V.	179, 224	Sukhachev K.I.	482
Shcherbanov A.S.	378	Suvorov M.O.	153
Shemyakov A.O.	68, 92	Sverdlov B.G.	264, 272
Shepel V.T.	163	Sychev M.I.	283
Shershak P.V.	502	Syzanov A.V.	318
Shiryayev V.I.	199, 211	Ta Suan Tung	45
Shmatov D.P.	136	Telesh V.V.	490
Shmyrov A.S.	471	Teleshov A.V.	232
Shmyrov V.A.	471	Telnih A.A.	280
Shtonda S.Y.	157	Terekhov D.N.	157
Shubin A.B.	222	Terenin S.S.	179, 224
Shukalov A.V.	185	Terentiev A.A.	155
Shukalov A.V.	181	Terentiev V.V.	92
Shumilin S.S.	238	Tereschenko T.S.	92
Shuvalova T.A.	504	Tereshchenko T.S.	204
Silanteva E.A.	357, 370	Tihonov A.I.	334
Silantieva E.A.	372	Tikhomirov M.A.	121
Sinelnikov V.Yu.	88	Tikhonov A.I.	349, 363, 372
Sirotkin G.N.	450	Tikhonov V.A.	359
Sitnikov S.S.	256, 273, 285	Timofeev K.Yu.	150
Sizov A.A.	88	Tinyakov J.N.	262
Slavgorodskaya A.V.	43	Tiumentsev Yu.V.	418, 453
Smirnov P.E.	148	Tozhokin I.A.	130
Snastin M.V.	276	Tretyakov A.V.	206
Snopok K.A.	278	Trinh V. M.	90
Sobolev L.B.	332	Trofimov V.V.	500
Soe Thu	374	Trubnikov A.A.	328
Sofin N.A.	158	Tsarapkin R.A.	160
Sokolova E.S.	280	Tsarkov K.A.	467
Sorokin A.E.	351	Tseligorov N.A.	216
Sorokin V.A.	121	Tseligorova E.N.	216
Sova A.N.	318	Tulinova E.E.	208
Spirina M.O.	494	Tverdokhlebova E.M.	88
Stanchenko A.S.	84	Usov A.V.	46
Starchenko A.E.	86	Vagapov U.D.	320
Starenchenko A.V.	281	Valui P.V.	121
Starov A.V.	150	Varochko A.G.	318
Startsev Yu.K.	496	Vasechkin M.A.	484
Stirin E.A.	121	Vasileva S.N.	392
Strokach E.A.	152	Verechikov D.V.	19
Strugov S.A.	244	Vidmanov A.S.	475

Vikhorev R.V.....	171	Алтунин К.В.94, 122, 142, 154, 164	
Vishenkova E.A.....	393	Андреева О.Ю.	331
Volkov A.P.	235	Андрианов Д.И.	156
Volokitin D.A.	326	Андрюшин А.С.	97
Volotsuev V.V.	65, 77	Аносова Н.П.	381
Vrdoljak M.	10	Антипов В.В.	293
Vuković D.	10	Антропов Н.Н.	141
Vyshedkevish I.U.	98	Артющик В.Д.	333
Wagdi G. Habashi.....	411, 412	Астаева В.В.	51
Weixing Zhou.....	94	Афонина О.А.	350
Xuefeng Xiao.....	94	Ахметжанов Р.В.	112, 141
Yanovkaya M.L.	123, 143, 155	Багно Д.В.	229
Yanovsky M.L.	96, 165	Баев А.Б.	247
Yelkin M.S.....	498	Балашов А.Л.	144
Yin Naing Win.....	173	Балашов В.В.	141
Yusupov A.A.	165	Балкен Д.Б.	53, 72
Yuzhakov A.A.	158	Балык В.М.	66, 84
Zabolotsky A.M.	414	Балян А.В.	169
Zaikin A.E.	230	Баранов В.В.	110
Zakhariev I.Yu.	486	Безъязычный В.Ф.	497
Zakharov I.V.	294, 328	Беклемищев Ф.С.	294
Zarochentsev S.G.	39	Беличенко М.В.	384
Zaytsev V.V.	409	Беллюстин Н.С.	279
Zelnev V.N.	60	Беляев В.П.	449
Zemlyanaya V.A.	106	Бережной В.Н.	99
Zharinov I.O.	181	Блюменталь С.В.	287
Zharinov O.O.	181	Блюменталь Я.В.	287
Zhdanova D.S.	344	Бобе Л.С.	82
Zlobin A.S.	109	Бобер С.А.	386
Zueva T.I.	346	Бобронников В.Т.	203
Zvyagintseva I.I.	346	Богатый А.В.	112, 141
Абашин М.И.	473	Бондарев В.Г.	11
Абгарян В.К.	127	Борисов Ю.Ю.	227
Абдуллин М.Р.	94	Боровик И.Н.	151
Абрамов Г.А.	167	Бочкова А.Г.	335
Адарчин С.А.	261	Брехов О.М.	169, 176
Азанов В.М.	380	Бронников Д.В.	229
Аксенов С.А.	386, 485	Букатый А.С.	101
Александров Е.Г.	221	Булгаков Д.В.	13
Александрова Т.Г.	103	Булыгин М.Л.	232
Алексеева П.А.	329	Буляккулов М.М.	388
Алтунин В.А.94, 122, 142, 154, 164		Бусурин В.И.	172, 208

Буянов М.В.	390	Добычина Е.М.	274
Быков Л.В.	56, 447	Долгополов В.П.	55
Вагапов У.Д.	319	Дорофеев А.С.	481
Валу́й П.В.	120	Дронов П.А.	135
Варочко А.Г.	317	Дубенский А.А.	172
Васечкин М.А.	483	Дубинский М.О.	341
Васильева С.Н.	391	Дудкин К.К.	55
Верещиков Д.В.	18	Душкин Ю.В.	194, 217
Видманов А.С.	474	Дьяконов Г.А.	141
Вихорев Р.В.	170	Дьячков П.Л.	236
Вишенкова Е.А.	392	Дягилева Е.С.	103
Волков А.П.	234	Евсюков А.А.	212
Волокитин Д.А.	325	Егоров А.В.	407
Волоцуев В.В.	65, 76	Егоров В.В.	239
Вышедкевич И.У.	97	Егоров В.Г.	483
Галеев А.В.	476	Ежов А.Д.	56
Гарибян Б.А.	394	Ёлкин М.С.	497
Гарипов А.О.	397, 404	Ермакова О.В.	339
Гаскаров М.З.	397	Ескин В.И.	212
Гидаспов В.Ю.	398	Ефимов А.Г.	15
Гольдфельд М.А.	149	Жаринов И.О.	180
Горбунова А.А.	247	Жаринов О.О.	180
Горбунова Ю.А.	400	Жданова Д.С.	343
Гореликов Л.Ф.	231	Заболоцкий А.М.	413
Грачев В.А.	78	Зайкин А.Е.	229
Грибанов А.С.	15	Зайцев В.В.	409
Гринев А.Ю.	234	Зароченцев С.Г.	37
Гринько А.С.	299	Захаров И.В.	293, 327
Гришин М.В.	479	Захарьев И.Ю.	485
Гришин Р.А.	112	Звягинцева И.И.	345
Гришина А.А.	51	Зельнев В.Н.	59
Громаков Ю.А.	277	Земляная В.А.	105
Гротова О.Н.	186	Злобин А.С.	108
Грошев А.В.	402	Зуева Т.И.	345
Губайдуллин И.Х.	404	Ибрагимов Д.Н.	410
Гусаков А.Г.	333	Иваненко В.Н.	103
Давтян Л.Г.	405	Иванов А.В.	110
Давыдов А.Д.	337	Иванов Д.Н.	61
Данилихин А.М.	110	Измайлов А.А.	234
Дворников М.В.	300, 315	Йин Наинг Вин	172
Демиденко В.П.	122	Иксанов Х.С.	161
Дианова Е.В.	339, 341	Ильина А.Н.	174

Ильясов К.В.	169	Коротков М.О.	97
Ильясов Р.И.	172	Костин Г.Ф.	421
Индруленайте Я.А.	411	Костишин М.О.	180, 184
Ионов В.А.	15	Костомаров Е.С.	223
Ипполитов С.В.	11	Коханова С.Я.	122, 142
Кадыров Я.Р.	303	Кочерова Е.Е.	124
Казарьян А.В.	188	Красинская Э.М.	174
Калимулин И.Ф.	413	Красинский А.Я.	174
Калошина М.Н.	335, 341, 375	Краско В.Я.	126
Кан Ю.С.	380, 391	Красноштанов В.А.	350
Капелюха Д.Д.	347	Кременецкая М.Е.	51, 167
Каширин Д.А.	112	Криков Д.С.	249
Ким В.П.	113	Круглов К.И.	127
Китаев М.В.	42	Ксенофонта Л.Н.	245
Киунов Я.С.	415	Кудрявцев А.С.	343
Климанов В.П.	241	Кудрявцева И.А.	437
Климов В.Г.	487	Кузнецов А.Д.	18
Клягин В.А.	40	Кузнецов Г.Ю.	251
Князева В.В.	325	Кузнецов И.В.	194
Кобзева И.Н.	207	Кузнецов Ю.В.	247
Ковалев В.И.	37	Кузьмин И.Ю.	194, 217
Ковалев К.Л.	172	Кулешов М.А.	207
Ковалёв К.Л.	207	Куликов Н.И.	19
Коваленко К.А.	63	Кулифеев Ю.Б.	311
Коваленко П.В.	78	Кульков В.В.	352
Кожевников В.В.	112, 115	Куприн И.Л.	337
Козлов Д.С.	417	Купцов В.В.	65
Козлова Н.М.	304	Куркин Е.И.	493
Кокорева О.А.	117	Куркина Е.В.	419
Колесникова Ю.С.	176	Кустов С.Р.	253, 272
Колокольников Ф.А.	178, 223	Кухаренко Н.И.	449
Коломенский А.Б.	483	Лавров Д.П.	375
Колосов В.М.	243	Ларин С.Н.	479
Колосовская Т.П.	306	Латышева В.В.	354
Комарова А.М.	348	Ле Дык Тиеп.	182
Комиссаров А.А.	245	Лёб Х.В.	127
Коновалова О.В.	329	Лельков К.С.	183
Коновалюк М.А.	247	Лепихов А.В.	421
Копылов А.В.	120	Лимонникова Е.В.	194, 217
Кореньков К.В.	309	Липов Б.П.	22
Корнеевкова А.В.	169	Лисейкин В.А.	129
Коробков В.В.	208	Лобанов И.Е.	131

Ловицкий Л.Л.	133	Молоденкова Т.В.	431
Логинов А.Н.	120	Молчанов А.М.	447
Ломтев С.О.	135	Монахов С.В.	212
Лопаткин Д.В.	11	Музыка М.М.	194, 217
Лукьянов О.Е.	23	Мурзин А.Н.	139
Луценко А.Ю.	69	Мусатов Р.В.	433
Лучков А.Н.	24	Мухамедиева Л.Н.	441
Мазепа Р.Б.	257	Мухаметшин Т.А.	46, 47
Майстренко Е.В.	291	Мхитарян Г.А.	435
Макаревский Д.И.	97	Мыщов А.Ю.	335
Макаренко А.В.	19, 27	Назарова Д.К.	69
Маковецкий М.Б.	29	Наинг Ту Лвин	188
Маленков А.А.	66	Наливайченко Д.Г.	149
Мальгин Д.В.	424	Нарижный А.А.	159
Маркелов В.В.	184	Насонова Л.Р.	437
Марков Ю.Г.	67	Натальченко Т.Д.	135
Мартиросов М.И.	491	Наумов А.В.	390
Мартьянова А.В.	426	Нгуен Тхань Шон	190
Мартюгин С.А.	426	Неделько Д.В.	46, 47, 48
Мартюшова Я.Г.	427	Нелин И.В.	289
Машеров П.Е.	137	Нестеров В.А.	311
Машкин М.Н.	178, 223	Нестерович Т.Б.	300, 304, 315
Меденков А.А.	300, 304, 315	Нечасев В.А.	184
Меликова М.Б.	31	Нечасев В.С.	367
Мельник И.И.	255	Никитин А.О.	259
Мельников В.Е.	191	Никитин П.В.	388
Меркулов Г.А.	394	Николаев Е.И.	35, 397, 404
Меснянкин С.Ю.	56	Николаев С.Е.	404
Милосердов М.С.	251	Николаева М.Н.	34
Мин Мин Тхо	186	Николаева Е.А.	70, 415
Миронова М.М.	311	НиколаевЕ.И.	34
Михайлов В.Ю.	257	Николичев И.А.	439
Михайлов Н.А.	313	Новиков А.С.	358
Михайлов С.А.	48	Норенко А.Ю.	120
Михалик В.И.	356	Носов А.С.	317
Могулкин А.И.	141	Носовский А.М.	441
Модестов К.А.	172	Нягулов М.Р.	53, 72
Моисеев Г.В.	32	Обухов В.А.	141
Моисеев Д.В.	89	Обухова Л.А.	142
Моисеев К.Л.	429	Овчинников В.И.	397
Моисеева С.Г.	89	Озеров Д.С.	441
Молоденков А.В.	431	Озеров Е.В.	11

Онегин Е.Е.....	442	Прохоров П.Д.....	323
Опарин А.С.....	74	Проценко А.Е.....	489
Орлов А.А.....	259	Проценко А.Н.....	489
Орлов В.П.....	232	Прудник Д.О.....	63
Осадчий Н.В.....	162	Пугачев А.О.....	146
Охотников Д.А.....	263, 271, 289	Пугачев Ю.Н.....	13, 15, 29
Панёв А.С.....	443	Пуравина А.Г.....	364
Пантюхин К.Н.....	35, 404	Рабинский Л.Н.....	491
Парафёсь С.Г.....	61, 74	Равикович Ю.А.....	146
Парфёнов Н.М.....	261	Редько Б.И.....	375
Пастухов А.А.....	37	Решетников Д.А.....	327
Пащенко А.А.....	263	Решиков М.А.....	178
Пегачкова Е.А.....	400, 405, 429	Рогов Д.А.....	78
Перепёлкин В.В.....	67	Рогулин П.Н.....	505
Переслегин Л.А.....	265	Романов А.А.....	269
Перчихин О.И.....	319	Романов О.Т.....	178, 223
Петров И.А.....	40, 266	Руденко Е.А.....	462
Петрунина Е.В.....	445	Румянцев Д.С.....	325
Петрухин В.А.....	191	Рыбаков К.А.....	454
Пикалов В.П.....	159	Рыбников С.И.....	80, 190
Письмаров А.В.....	76	Рязанова Е.В.....	366
Платоненков С.В.....	194, 217	Савкин Л.В.....	456
Платонов Е.Н.....	122, 142, 154	Савченко И.А.....	271
Платонов И.М.....	447	Садртдинов В.Д.....	133
Плотникова А.Ю.....	196	Садыкова В.О.....	493
Плохих А.П.....	141	Сакович И.А.....	194, 217
Пляцовой А.А.....	321	Сальников Н.А.....	82
Подвилова Е.О.....	198	Самохина К.Е.....	27
Подкорьтов А.Н.....	268	Сапунков Я.Г.....	431
Поляков В.Б.....	293	Сафонов А.И.....	458
Поплавский Б.К.....	449	Сафронов В.В.....	144, 201, 367
Попов А.В.....	156	Свердлов Б.Г.....	263, 271
Попов Б.Б.....	476	Северов А.А.....	201
Попов Г.А.....	141	Семенчиков Н.В.....	43
Поршнев В.А.....	144	Семина А.П.....	369
Потапенко И.В.....	360	Семусева С.М.....	172
Прозорова Э.В.....	450	Серкин Ф.Б.....	460
Прокофьев М.А.....	497	Серпичева Е.В.....	491
Пронин Ю.А.....	31	Сизанов А.В.....	317
Просвирина Н.В.....	361	Сизов А.А.....	87
Простов Ю.С.....	452	Силантьева Е.А.....	356, 369, 371
Прохоров А.С.....	200	Синельников В.Ю.....	87

Сироткин Г.Н.	449	Тожокин И.А.	129
Ситников С.С.	255, 272, 284	Третьяков А.В.	205
Славгородская А.В.	42	Трофимов В.В.	499
Славгородский В.М.	42	Трубников А.А.	327
Смирнов П.Е.	148	Тулинова Е.Е.	207
Снастин М.В.	274	Тюменцев Ю.В.	417, 452
Снопко К.А.	277	Усов А.В.	46
Соболев Л.Б.	331	Фавстова Л.А.	255, 284
Сова А.Н.	317	Фам Ань Туан	208
Сое Тху	373	Фам Вьет Ань	286
Соколова Е.С.	279	Фам С.К.	89
Сорокин А.Е.	350	Федоренко Ю.В.	386
Сорокин В.А.	120	Федористова Ю.А.	284
Софин Н.А.	157	Федоров Д.Ю.	120
Спирина М.О.	493	Федоров П.В.	462
Станченко А.С.	84	Федотова М.А.	343
Старенченко А.В.	280	Федунов Б.Е.	321
Старов А.В.	149	Фесенко С.В.	282
Старцев Ю.К.	495	Филиппова А.В.	497
Старченко А.Е.	85	Фирсюк С.О.	91
Стирин Е.А.	120	Фролова О.А.	402
Строкач Е.А.	151	Хаданович Д.В.	211
Стругов С.А.	243	Хайдуков Л.К.	505
Суворов М.О.	152	Хакимов А.И.	47
Судаков В.А.	212	Халина А.С.	464
Сухачев К.И.	481	Харламов А.Н.	239
Сычев М.И.	282	Хартов С.А.	115, 148, 152
Та Суан Тунг	43	Хахулин Г.Ф.	212
Твердохлебова Е.М.	87	Хижняков Ю.Н.	157
Телеш В.В.	489	Хилько В.И.	110
Телешов А.В.	231	Хомин Т.М.	87
Тельных А.А.	279	Хомутская О.В.	465
Теренин С.С.	178, 223	Хорев Т.С.	214
Терентьев А.А.	154	Царапкин Р.А.	159
Терентьев В.В.	91	Царьков К.А.	467
Терехов Д.Н.	156	Целигоров Н.А.	215
Терещенко Т.С.	91, 203	Целигорова Е.Н.	215
Тимофеев К.Ю.	149	Чазов В.В.	67
Тиняков Ю.Н.	261	Чайка Р.В.	317
Тихомиров М.А.	120	Чекина Е.А.	468
Тихонов А.И.	333, 348, 361, 371	Чемерисова А.В.	375
Тихонов В.А.	358	Черевко А.И.	194, 217

Чернаков В.В.	161	Штонда С.Ю.	156
Чернобровов А.И.	366	Шубин А.Б.	221
Черный И.А.	115	Шувалова Т.А.	503
Черных Д.М.	499	Шукалов А.В.	180, 184
Чинь В.М.	89	Шумилин С.С.	236
Чичерова Е.В.	219	Щербак В.В.	178, 223
Шайхлисламов С.Х.	287	Щербанов А.С.	377
Шакиров М.З.	48	Щетинин В.Е.	224
Шемяков А.О.	67, 91	ЩигOLEV А.А.	164
Шепель В.Т.	162	Южаков А.А.	157
Шершак П.В.	501	Юрьев А.И.	63
Ширяев В.И.	198	Юсупов А.А.	164
Ширяев В.И.,	211	Якупов А.Ю.	176
Шматов Д.П.	135	Яновская М.Л. ..	94, 122, 142, 154
Шмыров А.С.	470	Яшунин А.М.	289
Шмыров В.А.	470		

**14-я Международная конференция
«Авиация и космонавтика – 2015»
Тезисы**

**14th International Conference
“Aviation and Cosmonautics – 2015”
Abstracts**

Председатель Оргкомитета
Шевцов Вячеслав Алексеевич
Сопредседатель Оргкомитета
Франко Персиани
Учёный секретарь
Лунёва Надежда Сергеевна

Organizing Committee Chairman
Vyacheslav Shevtsov
Organizing Committee Co-chairman
Franco Persiani
Scientific secretary
Nadezhda Luneva

Подписано в печать 07.11.15
Формат 148x210 мм
Бумага офсетная. Усл.-изд. л. 17,4
Тираж 600 экз. Заказ №32654

Отпечатано
Типография «Люксор»

Организаторы | Organizers



Партнёры | Partners



125993, Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, 4
Volokolamskoe shosse, 4, Moscow, A-80, GSP-3, 125993
+7 985 457-37-51
aviacosmos@mai.ru
www.mai.ru